Évaluation de l'apport de l'intégration d'un gyro-accéléromètre à un récepteur GPS mono-fréquence pour détecter et corriger les sauts de cycle

Mémoire

Jean-René Hickey

Maîtrise en sciences géomatiques
Maître ès sciences (M.Sc.)

Québec, Canada

© Jean-René Hickey, 2014

Résumé

Afin d'obtenir un positionnement GPS de précision centimétrique, il est important de bien modéliser les erreurs telles que les délais ionosphérique et troposphérique ainsi que les erreurs d'horloge et d'éphémérides. Pour une solution de précision centimétrique utilisant des mesures de phase, il est également important d'être en mesure de détecter et de corriger les sauts de cycle, car ceux-ci introduisent des biais artificiels dans la solution, qui peuvent entraîner des erreurs dans l'estimation des coordonnées. Les sauts de cycle sont causés par la perte de réception des signaux occasionnée par des obstructions entre les satellites et l'antenne. Que ce soit pour un positionnement temporel relatif GPS qui n'utilise qu'un seul récepteur (aucune station de référence) ou en mode relatif conventionnel ou le PPP (Precise Point Positioning), les sauts de cycle obligent l'utilisateur à recommencer la période d'initialisation lorsqu'il reste moins de 4 satellites non obstrués.

Le but de ce projet est d'évaluer l'apport d'une méthode pour détecter et corriger les sauts de cycle dans une solution GPS mono-fréquence en utilisant des mesures complémentaires provenant d'un gyro-accéléromètre. Le modèle utilisé lors des tests est le AHRS400CC-100 de la compagnie CrossBow. Avec cette méthode, il est possible de comparer, pour chaque satellite, la différence d' ambigüités, calculée à partir des observations GPS et celle prédite à partir de la position calculée avec les mesures du gyro-accéléromètre.

Dans le cadre de ce projet, plusieurs étapes ont dû être réalisées. La première étape était de valider la précision des observations du AHRS400CC-100, puis de quantifier pour chacun de ses capteurs, la marche aléatoire et l'instabilité du biais. Ensuite, d'exploiter les mesures du gyro-accéléromètre afin de calculer une solution de navigation, et d'identifier les limites de précision de l'instrument en mode statique et cinématique. La dernière étape était de combiner la solution de navigation du gyro-accéléromètre à celle du GPS pour évaluer pendant combien de temps le gyro-accéléromètre maintient un positionnement avec suffisamment de précision pour détecter et corriger un saut de cycle.

Les résultats ont démontré que des sauts de cycle pourraient être détectés et corrigés instantanément après une coupure du signal GPS d'une durée de 10 secondes pour un positionnement statique et pouvant atteindre 5 secondes en mode cinématique dans des conditions idéales sinon 1 à 2 secondes.

Pour augmenter l'efficacité de l'application de détection et de correction de sauts de cycle, l'implémentation d'un filtre de Kalman pour effectuer la fusion des observations GPS et du gyro-accéléromètre pourrait être réalisée dans le cadre de travaux futurs.

Abstract

In order to achieve centimetre precision using GPS, one must use the carrier phase measurements. It is also important to minimise the impact of the many errors that affect GPS measurements: ionosphere and tropospheric delays, orbit and clocks errors. Another essential part of a precise GPS measurement, is the detection and correction of cycle slips. These slips, caused by the interruption of the GPS signal, introduce artificial biases in the measurement that result in erroneous coordinate estimates. For different GPS solution such as Real Time Kinematic (RTK), Time Relative positioning (TRP) or Precise Point positioning (PPP), to correct cycle slips, the user must restart the initialisation process.

In this research, a method to detect and correct cycle slip in monofrequence GPS solution is explored. This methode uses inertial data provided by an attitude and heading reference system (AHRS). The model that is used here is Crossbow's AHRS400CC-100. With this method, it is possible to compare, for each observed satellite, the ambiguity difference between the ambiguity values calculated from GPS observations and those predicted by the navigation solution calculated from the AHRS observations.

It is effective to integrate AHRS to GPS. An AHRS can potentially be used for cycle slip detection and fixing. Using the AHRS measurements, one can achieve centimetre level precision for short periods of time. This method of positioning can be used during GPS signal loss to maintain the navigation solution. Once the GPS signal is retrieved, it is possible to compare the ambiguity difference between satellite line of view vector of each satellite calculated using GPS observations and satellite line of view vector calculated from the last AHRS position GPS observations.

For this research project, the initial task was to validate the precision of the AHRS400CC-100 observations, and to quantify random walk error and bias instability for each of the instruments sensors using static data sets. The next task was to use the AHRS measurements to calculate a navigation solution and to identify the instruments limitations of position precision using static and kinematic data. The last task was to combine AHRS and GPS observations, to obtain an integrated navigation solution. Once the solution implemented, simulated data gaps were added to the data set in order to evaluate the maximum duration of GPS data loss after which it is possible to detect and correct GPS cycle slips using the autonomous AHRS navigation solution.

According to the results of the experiments using the method proposed in this paper, AHRS positioning appears to maintain adequate precision for cycle slip detection and fixing for up to 10 seconds for static positioning and up to 5 seconds for kinematic positioning in ideal conditions.

Table des matières

Résumé iii
Abstract v
Table des matières vii
Liste des tableaux ix
Liste des figures xi
Remerciements xvii
Chapitre 1 : Introduction 1
1.1 Mise en contexte 1
1.2 Problématique 1
1.3 Recherches antérieures 2
1.4 But et objectifs 4
1.5 Méthodologie 5
1.6 Contenu du mémoire 7
Chapitre 2 : Contexte théorique 9
2.1 La navigation inertielle 9
2.1.1 Les capteurs 9
2.1.2 Les types de systèmes inertielles 17
2.2 La solution de navigation 20
2.2.1 Les référentiels 20
2.2.2 Les équations de navigation 22
2.2.3 Comportement temporel de l'erreur d'une solution de navigation 25
2.2.4 La variance d'Allan 29
Chapitre 3 : Expérimentation avec le gyro-accéléromètre AHRS400CC-100 en mode statique 33
3.1 Les caractéristiques du AHRS400CC-100 33
3.1.1 Gyro-accéléromètre 33
3.1.2 Logiciel Gyro-View 37
3.2 Validation des mesures angulaires 39
3.3 Relevés au laboratoire de métrologie 44
3.4 Expérimentation dans un milieu contrôlé 46
3.4.1 Présentation des jeux de données utilisées 46
3.4.2 Erreur de mise sous tension 48

3.4.3 Variance d'Allan pour l'analyse des signaux 49
3.4.4 La solution de navigation 51
3.5 Évaluation de la sensibilité de la solution de navigation aux valeurs initiales 59
3.5.1 La pesanteur 59
3.5.2 Azimut 60
3.5.3 Vitesse 60
3.5.4 Position 61
3.5.5 Recommandations 61
3.6 Expérimentation à l'extérieur dans un environnement non contrôlé 61
3.7 L'apport du gyro-accéléromètre pour la détection et la correction de sauts de cycle 65
3.8 Résumé des expérimentations en mode statique 70
Chapitre 4 : Expérimentation avec le gyro-accéléromètre AHRS400CC-100 en mode cinématique 73
4.1 Expérimentation dans un environnement contrôlé 73
4.1.1 Déplacements linéaires 73
4.1.2 Déplacements autour de la table d'étalonnage 76
4.2 Apport du gyro-accéléromètre pour la détection et la correction de sauts de cycle 82
4.3 Expérimentation dans un environnement d'utilisation courante 86
4.3.1 Support mobile 86
4.3.2 Solution de navigation dans un environnement d'utilisation courante 88
4.4 Résumé des expérimentations en mode cinématique 94
Conclusion 95
5.1 Synthèse du mémoire et des résultats 95
5.2 Recommandations et travaux futurs 97
Bibliographie 101
ANNEXE A : La force de Coriolis 105
ANNEXE B : La force spécifique et la pesanteur 106
ANNEXE C : Dessin technique du support GPS-AHRS 109

Liste des tableaux

Tableau 2.1 Biais des différentes technologies des accéléromètres 13
Tableau 2.2 Dérive des différentes technologies de gyromètres 17
Tableau 2.3 Niveaux de performance des capteurs inertiels interprétés de [Groves, 2008] 19
Tableau 3.1 Capteurs du AHRS400CC-100 38
Tableau 3.2 Rotations de 90° en azimut 40
Tableau 3.3 Coordonnées des quatre coins de la table d'étalonnage 46
Tableau 3.4 L'erreur de la mise sous tension pour les gyromètres 48
Tableau 3.5 L'erreur de la mise sous tension pour les accéléromètres 48
Tableau 3.6 Résultats issus des graphiques de la variance d'Allan pour les gyromètres 50
Tableau 3.7 Résultats issus des graphiques de la variance d'Allan pour les accéléromètres 51
Tableau 3.8 Paramètres initiaux pour la solution de navigation 53
Tableau 3.9 Biais moyens soustraits pour les accéléromètres et les gyromètres 56
Tableau 3.10 Précisions recommandées des paramètres initiaux 61
Tableau 3.11 Les biais moyen des capteurs dans un environnement non contrôlé 63
Tableau 3.12 Vecteur d'erreur en fonction du temps 66
Tableau 3.13 Pourcentage de la couverture du ciel où l'erreur sur le vecteur satellite-récepteur est inférieure à 5 cm 69
Tableau 4.1 Différence entre la position vraie et la position calculée (déplacement linéaire) 75
Tableau 4.2 Différences entre la position vraie et la position calculée (sans rotation) 80
Tableau 4.3 Différences entre la position vraie et la position calculée (avec rotations) 82
Tableau 4.4 Erreur dans la solution de navigation en fonction du taux de réinitialisation 92

Liste des figures

Figure 1.1 Architecture de l'application de [Canon 1999] 4
Figure 2.1 Accéléromètre à ressort [MDL NTHU PME, 2013] 10
Figure 2.2 Accéléromètre à résonance [Grewal *et al.*, 2007] 11
Figure 2.3 Accéléromètre MEMS [Matej, 2008] 12
Figure 2.4 Gyroscope mécanique [Woodman, 2007] 14
Figure 2.5 Système RLG [King, 1998] 15
Figure 2.6 Gyromètre vibratoire [Grewal et al., 2007] a) aucune rotation b) subit une rotation autour de l'axe sensible 16
Figure 2.7 Référentiel terrestre moyen [MRNQ, 2010] 20
Figure 2.8 Référentiel de navigation NED [d'après NOSCO, 2013] 21
Figure 2.9 Référentiel du boîtier [CrossBow, 2007] 21
Figure 2.10 Schéma des équations de navigation [d'après Groves, 2008] 23
Figure 2.11 Le comportement temporel de l'erreur de position à court terme [d'après Groves, 2008] 26
Figure 2.12 Estimation de la pesanteur à partir d'une erreur de position horizontale [d'après Groves, 2008] 28
Figure 2.13 Le comportement temporel de l'erreur de position à moyen terme [d'après Groves, 2008] 29
Figure 2.14 Graphique type de la variance d'Allan [El-Sheimy*, et al.,* 2008] 30
Figure 2.15 Exemple de l'emplacement de l'instabilité du biais [Hou, 2004] 31
Figure 2.16 La marche aléatoire représentée sur une courbe de variance d'Allan [Hou, 2004] 32
Figure 3.1 AHRS400CC-100 de CrossBow [CrossBow, 2007] 33
Figure 3.2 Le système de coordonnées du boîtier du AHRS400CC-100 [CrossBow, 2007] 34
Figure 3.3 Diagramme de blocs du AHRS400CC-100 [d'après CrossBow, 2007] 35
Figure 3.4 Fiche technique du modèle AHRS400CC-100 [CrossBow, 2007] 36
Figure 3.5 Copies d'écran du logiciel Gyro-View de la compagnie CrossBow 37
Figure 3.6 L'en-tête du fichier de sortie du logiciel Gyro-View 38
Figure 3.7 Rotation autour de l'axe Z (Azimut) 40
Figure 3.8 La distribution des angles mesurés (Azimut) 41
Figure 3.9 Rotation autour de l'axe Y (Tangage) 42
Figure 3.10 La distribution des angles mesurés (Tangage) 42
Figure 3.11 Rotation autour de l'axe X (Roulis) 43
Figure 3.12 La distribution des angles mesurés (Roulis) 44
Figure 3.13 Croquis du levé topographique 45
Figure 3.14 Plan de la table d'étalonnage 46
Figure 3.15 Exemple d'observation statique (accéléromètre) 47
Figure 3.16 Exemple d'observation statique (gyromètre) 47
Figure 3.17 La variance d'Allan du gyromètre selon l'axe Z 49
Figure 3.18 La variance d'Allan du gyromètre selon l'axe X 50
Figure 3.19 Logiciel de solution de navigation inertielle 52
Figure 3.20 Observation immobile 1 minute : Planimétrique (coordonnées locales) 53
Figure 3.21 Observation immobile 1 minute : Composante Verticale (coordonnées locales) 54
Figure 3.22 Observation immobile 1 minute : Composante Est (coordonnées locales) 54
Figure 3.23 Observation immobile 1 minute : Composante Nord (coordonnées locales) 55

Figure 3.24 Observation immobile 1 minute : Corrigées pour les biais moyens, Planimétrique (coordonnées locales) 56
Figure 3.25 Observation immobile 1 minute : Corrigées pour les biais moyens, Composante Verticale (coordonnées locales) 57
Figure 3.26 Observation immobile 1 minute : Corrigées pour les biais moyens, Composante Est (coordonnées locales) 57
Figure 3.27 Observation immobile 1 minute : Corrigées pour les biais moyens, Composante Nord (coordonnées locales) 58
Figure 3.28 Vecteur d'erreur en fonction du temps depuis le début de la session d'observation 59
Figure 3.29 Présence du vent dans les observations de l'accéléromètre 62
Figure 3.30 Observation immobile 1 minute : Planimétrique (coordonnées locales) 63
Figure 3.31 Observation immobile 1 minute : Composante Verticale (coordonnées locales) 64
Figure 3.32 Vecteur d'erreur en fonction du temps depuis le début de la session d'observation 64
Figure 3.33 Impact de l'erreur de positionnement sur le vecteur satellite-récepteur (10 secondes) 67
Figure 3.34 Impact de l'erreur de positionnement sur le vecteur satellite-récepteur (15 secondes) 67
Figure 3.35 Impact de l'erreur de positionnement sur le vecteur satellite-récepteur (20 secondes) 68
Figure 3.36 Impact de l'erreur de positionnement sur le vecteur satellite-récepteur (25 secondes) 68
Figure 3.37 Impact de l'erreur de positionnement sur le vecteur satellite-récepteur (30 secondes) 69
Figure 4.1 Trajet 1 : Déplacement linéaire aller-retour 73
Figure 4.2 Déplacement linéaire (Planimétrique) 74
Figure 4.3 Déplacement linéaire (composante verticale) 75
Figure 4.4 Trajet 2 : Tour de table sans rotation 76
Figure 4.5 Tour de table sans rotation (planimétrique) 77
Figure 4.6 Observations de l'accélération selon l'axe X 77
Figure 4.7 Observations de l'accélération selon l'axe Y 78
Figure 4.8 Tour de table sans rotation (Planimétrique) 79
Figure 4.9 Tour de table sans rotation (composante verticale) 79
Figure 4.10 Trajet 3 : Tour de table avec rotations 80
Figure 4.11 Tour de table avec rotations (Planimétrique) 81
Figure 4.12 Tour de table avec rotations (composante verticale) 81
Figure 4.13 Impact de l'erreur de positionnement sur le vecteur satellite-récepteur (14 secondes) 83
Figure 4.14 Impact de l'erreur de positionnement sur le vecteur satellite-récepteur (21 secondes) 84
Figure 4.15 Impact de l'erreur de positionnement sur le vecteur satellite-récepteur (10 secondes) 85
Figure 4.16 Impact de l'erreur de positionnement sur le vecteur satellite-récepteur (22 secondes) 85
Figure 4.17 Partie supérieure du support mobile : Antenne GPS, AHRS400CC-100 et lunette 86
Figure 4.18 Support mobile (vue complète) 87
Figure 4.19 a) Interface graphique du logiciel GPS Clock b) Garmin GPS-60 [Garmin] 88
Figure 4.20 Trajet parcouru (vérité terrain) 89
Figure 4.21 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (taux de réinitialisation : 1 seconde) 90
Figure 4.22 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (taux de réinitialisation : 3 secondes) 90
Figure 4.23 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (taux de réinitialisation : 5 secondes) 91
Figure 4.24 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (taux de réinitialisation : 10 secondes) 91
Figure 4.25 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (Extrait de 30 secondes) 93
Figure 4.26 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (Extrait de 5 secondes) 93

Figure A.1 Force de Coriolis [abyss.uoregon.edu] 105
Figure C.1 Support AHRS-GPS vue de face 109
Figure C.2 Support AHRS-GPS vue de coté 110

Cet ouvrage est dédié aux trois femmes de ma vie. Merci pour votre patience!

Remerciements

Je tiens d'abord à remercier mon directeur de recherche Rock Santerre pour sa disponibilité et son grand appui scientifique et financier. J'aimerais également faire reconnaître l'apport des autres membres du département de Sciences Géomatiques de l'Université Laval qui ont également permis la réalisation de ce projet : Stéphanie Bourgon pour ses conseils et son appui moral tout au long de ce projet, Marc Cocard pour ses idées innovatrices, Guy Montreuil, technicien du laboratoire de Métrologie, pour son aide dans la réalisation des expérimentations sur le terrain.

J'aimerais remercier ma famille et mon entourage. Particulièrement Fannie Larocque-Durocher, qui, à tous les jours, me donne le courage d'aller un peu plus loin dans mes réalisations, et Daniel Normand, sans qui je n'aurais jamais connu les galettes de Sodexo.

Chapitre 1 : Introduction

1.1 Mise en contexte

Le système de positionnement mondial par satellites (GPS) est un système de navigation qui a connu ses débuts dans les années 1970. Initialement conçu à des fins militaires, le GPS a connu une démocratisation importante durant la dernière décennie. Les utilisations civiles sont nombreuses : la localisation, la navigation de voiture, d'avion, de navire, etc.

Pour obtenir une précision centimétrique avec un positionnement GPS, il faut traiter les mesures de phase de l'onde porteuse plutôt que les mesures de code. En effet, comme la période de l'onde porteuse est très courte ($6{,}35 \times 10^{-10}$ seconde sur L1), l'erreur dans la mesure du temps de propagation est de 10 à 100 fois plus petite qu'avec les mesures de code. Cependant, la complexité des traitements est plus grande lorsque les mesures de phase sont utilisées. Un récepteur GPS « cumule » les mesures de phase à chaque époque, c'est-à-dire qu'il enregistre la partie fractionnaire de la phase de l'onde porteuse de même qu'un nombre entier de longueurs d'onde qui est cumulé depuis l'acquisition initiale du signal [Abuhadrous, 2005]. Par contre, la première mesure de phase est ambigüe, c'est-à-dire que le nombre entier de cycles est inconnu. Cette ambigüité de phase sera constante tout au long de la session d'observation, à moins qu'il y ait une coupure du signal GPS. Par contre, s'il y a coupure de signal, un saut de cycle introduira une erreur d'un nombre entier de longueurs d'onde dans la mesure de phase et cette erreur se propagera dans le positionnement. Il faut donc être en mesure de détecter et corriger les sauts de cycle tout au long de la session d'observation.

Il existe des solutions de navigation qui sont complètement indépendantes des systèmes de positionnement par satellites, par exemple la navigation inertielle (système de navigation inertielle (INS) ou gyro-accéléromètre). Les instruments qui permettent ce type de navigation sont composés d'accéléromètres et de gyroscopes. Avec les mesures de ces capteurs, il est possible de calculer une vitesse et une position en effectuant la première et la deuxième intégrale du vecteur d'accélération observé. Cet outil est complémentaire au GPS, car lorsque le signal GPS est coupé, il est possible de maintenir le positionnement avec les observations d'une centrale inertielle.

1.2 Problématique

Il est essentiel de maintenir la visibilité entre les satellites et le récepteur afin de pouvoir calculer une solution de positionnement GPS. Des obstacles, tels que les bâtiments, les arbres, etc., peuvent venir obstruer cette visibilité et occasionner la coupure du signal GPS, ce qui entraîne des sauts de cycle [Abuhadrous, 2005]. Un saut de cycle est un écart soudain d'un nombre entier de cycles de l'onde porteuse causé lorsque le récepteur perd le signal GPS. Cet écart vient modifier la valeur de l'ambigüité calculée à l'initialisation de la solution GPS

[SNAP Lab]. Un saut de quelques cycles peut entraîner des erreurs importantes sur un positionnement GPS [Bisnath & Langley, 2000].

Dans le cas où la coupure du signal GPS n'empêche pas la solution de navigation (le récepteur capte au moins quatre satellites), il est possible de détecter et de corriger les sauts de cycle sur les satellites affectés à partir de la solution GPS. Cependant, lorsque la solution GPS est perdue, le problème est plus difficile à résoudre. En effet, la valeur entière des ambigüités doit être calculée à nouveau pour retrouver la précision du positionnement GPS. Les méthodes de résolution de l'ambigüité à la volée requièrent un temps de calcul important pouvant atteindre des minutes. En mode cinématique, les difficultés associées à la résolution des ambigüités sont d'avantages importants dus à la dynamique du mobile et à l'importance d'obtenir une solution rapidement. Il serait avantageux, en ce qui concerne du temps et de l'effort, de pouvoir détecter et ensuite estimer l'ampleur des sauts de cycle plutôt que de procéder à la résolution des ambigüités [Langley, 2014].

1.3 Recherches antérieures

Il y a de nombreuses recherches qui portent sur la problématique des sauts de cycle.
[Carcanague, 2013] écrit qu'il y a deux catégories de techniques qui ont été développées pour détecter les sauts de cycle :

Méthode par tests statistiques : Pour une certaine distribution des résiduelles des mesures de phase, on vérifie deux hypothèses : « absence de sauts de cycle » (hypothèse nulle) et « présence de sauts de cycle » (hypothèse alternative).

Méthode par prédiction de la phase : Les mesures de phase GPS sont comparées à une valeur prédite de la phase en utilisant des observations Doppler ou des capteurs inertiels. Si la différence entre la valeur mesurée et prédite dépasse un certain seuil, un saut de cycle est détecté.

Dans le cadre de ce mémoire de maitrise, c'est plutôt la méthode par prédiction de phase avec des capteurs inertiels qui est à l'étude.

La dérive de la solution de navigation est un problème important des capteurs inertiel surtout pour les capteurs bon marché. Il est alors important de bien calibrer les capteurs et de les réinitialiser avec une source externe, par exemple le GPS. [Grewal *et al.*, 2007]

Il y a plusieurs méthodes pour combiner les observations GPS à celles d'un capteur inertiel.

Réinitialisation du capteur inertiel :

Une solution de navigation est calculée à partir des observations inertielles. Lorsque la marque horaire des observations inertielle est identique à celle du GPS. Le capteur inertiel utilise les observations GPS pour réinitialiser la solution de navigation inertielle.

Couplage faible :

Comme pour la méthode de réinitialisation, deux solutions de navigation sont calculées : une avec les observations inertielles et l'autre avec les observations GPS. Les deux sont combinées à l'aide d'un filtre de Kalman, et une nouvelle solution de navigation ainsi que les biais du capteur inertiel sont estimés. Les paramètres estimés sont utilisés pour calibrer et réinitialiser le capteur inertiel. [Grewal *et al.*, 2007]

Couplage fort :

Dans un couplage fort, les observations brutes du GPS et du capteur inertiel sont combinées à l'aide d'un filtre de Kalman pour estimer la solution de navigation, les biais du capteur inertiel et ceux du récepteur GPS. Le niveau de complexité de ce type de fusion est très élevé.

Une fois les deux observations des deux appareils sont combinées, il est possible d'utiliser le capteur inertiel pour détecter et corriger les sauts de cycle.

Pour une application en aviation, [Canon 1999] a combiné des observations d'un système de navigation inertielle et GPS pour détecter et corriger des sauts de cycle. Le INS est utilisé pour prédire la solution de navigation jusqu'à sa marque horaire soit identique à celle du GPS. À ce moment, une position est calculée avec les observations GPS en différence double. La mesure de phase est ensuite comparée à la valeur prédite en basant sur la position calculée par le INS. Si la différence est supérieure à un seuil prédéterminé, un saut de cycle est détecté puis corrigé. La Figure 1.1 présente l'architecture de l'application développée.

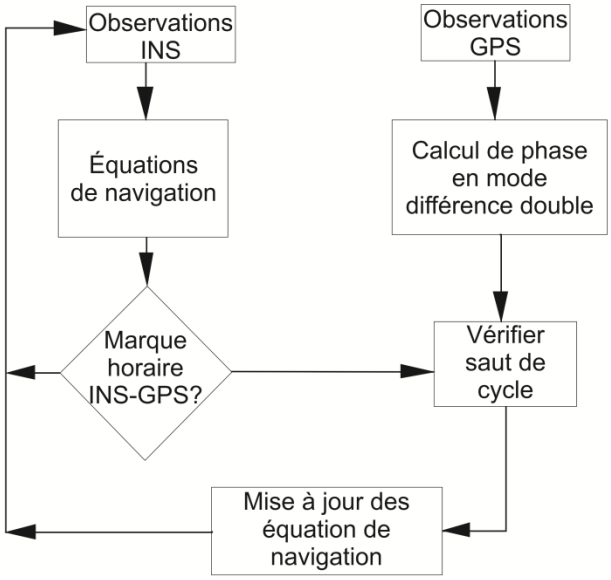

Observations INS
Observations GPS
Équations de navigation
Calcul de phase en mode différence double
Marque horaire INS-GPS?
Vérifier saut de cycle
Mise à jour des équation de navigation

Figure 1.1 Architecture de l'application de [Canon 1999]

Depuis, plusieurs chercheurs se sont penchés sur la fusion d'observations de GPS aux observations de capteurs inertiels à bon marché pour diverses applications telles que la correction et la détection de sauts de cycle. En effet, Takasu et Yasuda [2008] ont démontré qu'il est possible de détecter et corriger des sauts de cycle en utilisant des capteurs inertiels à faible cout et faible performance. Les observations brutes du GPS et des capteurs inertiels étaient fusionnées en utilisant un filtre de Kalman fortement couplé.

1.4 But et objectifs

Le but de ce projet de recherche est d'évaluer l'apport qu'aurait le gyro-accéléromètre AHRS400CC-100 de la compagnie CrossBow dans la détection de sauts de cycle durant une séance d'observation GPS.

Afin d'atteindre le but de ce projet, il était nécessaire de se fixer quatre objectifs :

1. S'approprier le gyro-accéléromètre AHRS400CC-100 :
    a. La validation des spécifications techniques de l'instrument.
    b. La quantification de certains des biais propres aux capteurs de l'instrument.
2. Implémenter un logiciel qui permet de calculer une solution de navigation :
    a. À partir des observations du gyro-accéléromètre seul,

b. À partir des observations GPS et du gyro-accéléromètre.

3. Évaluer la qualité de la solution de navigation calculée à partir des observations du gyro-accéléromètre :

   a. En mode statique et cinématique dans un environnement contrôlé,

   b. En mode statique et cinématique dans un environnement contrôlé.

4. Évaluer l'apport du gyro-accéléromètre AHRS400CC-100 dans la détection de sauts de cycle durant une séance d'observation GPS.

1.5 Méthodologie

La méthode de recherche adoptée pour répondre aux objectifs du projet se divise en quatre parties.

1. Appropriation du gyro-accéléromètre AHRS400CC-100

Dans un premier temps, il était nécessaire de comprendre le fonctionnement du gyro-accéléromètre AHRS400CC-100, d'évaluer la précision des observations angulaires et de quantifier différents biais et dérives des capteurs qui composent l'instrument. La précision des observations angulaires a été déterminée en comparant les déplacements angulaires mesurés par l'instrument à ceux mesurés avec un théodolite (section 3.2). La méthode de la variance d'Allan est utilisée pour déterminer la marche aléatoire et l'instabilité du biais des capteurs du AHRS400CC-100. Cette méthode est décrite dans la section 2.2.4 et les résultats obtenus sont présentés dans la section 3.4.3.

2. Élaboration d'un logiciel de calcul de solution de navigation et de fusion des observations inertielles et des observations GPS

Pour être en mesure de détecter et corriger les sauts de cycle avec un gyro-accéléromètre, il est essentiel de calculer une position à partir des observations de l'instrument. Pour ce faire, l'algorithme discuté dans Groves [2008] a été implémenté dans un logiciel développé dans l'environnement MATLAB. Ce logiciel lit un fichier de sortie du AHRS400CC-100, et calcule, époque par époque, la solution de navigation, puis retourne la marque horaire, la position et la vitesse pour chaque époque observée.

Par la suite, un module complémentaire a été ajouté au logiciel permettant de combiner une solution de navigation GPS à la solution de navigation du AHRS400CC-1000 puis, à partir du fichier RINEX en entrée, comparer la distance satellite-récepteur calculé à partir des observations GPS à la distance satellite-récepteur prédite avec la solution de navigation inertielle.

3. Évaluation de la solution de navigation calculée à partir des observations du gyro-accéléromètre

Pour évaluer la qualité de la solution de navigation dans un milieu contrôlé, des tests sont menés dans le laboratoire de métrologie de l'Université Laval, car il offre des tables d'étalonnage en granite au niveau, de dimensions connues et à l'abri de vibrations. Les coordonnées des coins des deux tables d'étalonnage sont déterminées par un levé topographique. Ces coordonnées sont primordiales pour les tests d'une part, elles servent de position initiale pour la solution de navigation, et d'autre part, elles servent de points de contrôle pour évaluer la dégradation de la qualité de la solution de navigation.

L'évaluation de la qualité de la solution de navigation se fait en deux temps :

- Le cas de figure le plus simple : des jeux de données obtenus en mode statique.
- Le cas de figure plus compliqué : des jeux de données obtenus en mode cinématique autour de la table d'étalonnage.

Pour réaliser les tests dans un milieu non contrôlé, un support mobile a été construit pour abriter les différentes composantes du système : le récepteur GPS de précision (DSNP) et le récepteur GPS de navigation civile (Garmin), le gyro-accéléromètre, les sources d'alimentation ainsi qu'un ordinateur portable pour enregistrer les données brutes du gyro-accéléromètre. Il est important de noter que l'antenne GPS de précision et le gyro-accéléromètre demeurent fixes sur le support maintenant l'excentrement 3D (entre le centre de phase de l'antenne GPS et le centre de la triade des accéléromètres du gyro-accéléromètre) constante pendant les déplacements.

La collecte de jeux de données en modes statique et cinématique a été faite à l'aide de ce support en utilisant les observations GPS pour déterminer les paramètres initiaux (coordonnées et azimut) et elles agissent comme vérité terrain.

4. Évaluation de l'apport du AHRS400CC-100 pour la détection et la correction de sauts de cycle.

Pour évaluer l'apport du AHRS400CC-100, des coupures de différentes longueurs sont simulées. Pendant ces coupures de signal, la solution de navigation est calculée à partir des observations du gyro-accéléromètre. Une fois le signal GPS est retrouvé, la dernière position calculée à partir des observations inertielles est utilisée pour calculer les distances satellite-récepteur. Ensuite, il est possible d'évaluer l'apport du AHRS400CC-100 en comparant ces distances satellite-récepteur aux valeurs vraies obtenues avec les observations GPS.

1.6 Contenu du mémoire

Le chapitre deux contient la théorie sur laquelle se base ce projet, elle se divise deux parties. La première porte la navigation inertielle et les différents capteurs utilisés et la deuxième porte sur la solution de navigation. Cette section commence avec une présentation des différents référentiels importants. Ensuite suivent les équations de navigations permettant le calcul de la vitesse, de la position et de l'attitude à partir d'observations inertielles. Le chapitre se termine avec une discussion sur la méthode de la variance d'Allan.

Le troisième chapitre porte sur la description du gyro-accéléromètre AHRS400CC-100, le levé topographique et les expériences qui ont été portées sur le gyro-accéléromètre en mode statique. Parmi les résultats discutés, il y a la quantification de certains biais des accéléromètres et des gyroscopes à l'aide de la méthode de la variance d'Allan et l'évaluation de la qualité de la solution de navigation en mode statique.

Le quatrième chapitre porte sur l'évaluation de la solution de navigation lorsque l'instrument est en mode cinématique. D'une part, dans un environnement contrôlé, des trajets de différents niveaux dynamiques sont traités. D'abord, un trajet linéaire en aller-retour entre deux coins de la table d'étalonnage, suivi d'un trajet autour de la même table sans effectuer de rotation et enfin, le même trajet avec des rotations importantes. D'autre part, l'instrument est placé sur le support mobile et navigue dans un environnement non contrôlé.

La conclusion fait le bilan de tout ce mémoire en y ajoutant des recommandations et des suggestions pour apporter des améliorations à l'algorithme afin d'obtenir une solution de navigation plus performante.

Les annexes A et B présentent les concepts théoriques concernant la force de Coriolis et la pesanteur respectivement. L'annexe C comporte le dessin technique du montage qui permet de combiner l'antenne GPS avec le AHRS400CC-100.

Chapitre 2 : Contexte théorique

Ce chapitre porte sur les différents concepts et la théorie qui ont été employés pour réaliser les tests et les traitements durant ce projet. Ce chapitre se divise en deux grandes parties :

2.1 La navigation inertielle

Dans cette section, il y a un survol de la navigation inertielle et des instruments permettant ce type de navigation.

2.2 La solution de navigation

Dans cette section, il y a une présentation des différents référentiels utilisés dans le cadre de la navigation inertielle ainsi que les équations de navigation inertielle. De plus, elle présente la propagation des erreurs position dans le temps ainsi que la méthode de la variance d'Allan.

2.1 La navigation inertielle

La navigation inertielle est une technique qui permet de calculer une position, une vitesse et une orientation avec des observations d'accéléromètres et de gyroscopes ou de gyromètres [Woodman, 2008]. La majorité des instruments de mesures inertielles sont composés de trois accéléromètres et trois gyroscopes ou gyromètres. Afin d'effectuer une mesure tridimensionnelle de la force spécifique et du changement angulaire, chaque triade est placée de façon à former trois axes orthogonaux [Groves, 2008].

Cette section porte sur les instruments utilisés pour la navigation inertielle : les différents types de capteurs inertiels et leurs composantes.

2.1.1 Les capteurs

Les instruments utilisés pour la navigation inertielle sont généralement composés d'accéléromètres et de gyroscopes ou gyromètres. Les accéléromètres permettent de calculer les déplacements, et les gyroscopes ou gyromètres permettent de l'orientation de ce déplacement. Cette section porte sur ces différents capteurs.

2.1.1.1 Les accéléromètres

Un accéléromètre est un instrument qui mesure la force spécifique selon un seul axe. Pour ce faire, la majorité des accéléromètres sur le marché suivent le même principe de base, celui de mesurer le déplacement d'une masse qui subit une accélération. Trois modèles d'accéléromètres sont détaillés ici.

Avant de poursuivre, il serait important d'explorer le concept de force spécifique. Cette force est définie par :

$$Force\ spécifique = \frac{Force_{non-gravitationnelle}}{masse} \qquad (2.1)$$

L'unité de mesure de la force spécifique est le m/sec^2, donc c'est une accélération relative à la chute libre. [Savage, 2005] précise que la force spécifique est l'accélération totale moins la pesanteur. Un accéléromètre immobile, avec son axe principal orienté vers la verticale, mesure 1 g d'accélération, et un objet en chute libre a une force spécifique nulle.

Accéléromètre à ressort

Ces accéléromètres sont composés d'une masse soutenue par un ressort. La masse peut se déplacer selon un seul axe. Lorsque l'instrument subit une accélération, la masse se déplace et ce déplacement est mesuré avec une règle graduée interne.

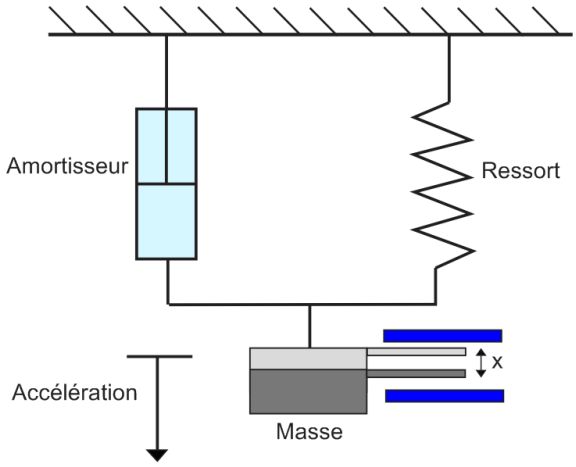


Figure 2.1 Accéléromètre à ressort [MDL NTHU PME, 2013]

La force spécifique est donc calculée avec l'équation :

$$F = m\left({}^{d^2x}/_{dt^2}\right) + c\left({}^{dx}/_{dt}\right) + K_x x \qquad (2.2)$$

où

x : déplacement de la masse mesuré;

c : coefficient de l'amortissement;

K_x : constante de rappel du ressort.

Afin de réduire la taille de l'appareil, le déplacement de la masse est atténué par un amortisseur. La qualité de la mesure dépend de la taille de la masse, de l'amortissement et de la constante de rappel du ressort [Lawrence, 1998].

Accéléromètre à résonance

Ce type d'accéléromètre mesure le changement de fréquence de résonance d'une poutre vibrante qui supporte une masse pour déterminer l'accélération. Selon la direction de l'accélération ressentie, la poutre est comprimée ou elle est étirée, changeant ainsi sa fréquence de résonance. À partir de la différence entre la fréquence de résonnance au repos et celle en mouvement, il est possible de quantifier l'accélération ressentie. La performance de ce type d'accéléromètre est bonifiée lorsque deux poutres sont utilisées. La disposition idéale des deux poutres est présentée à la Figure 2.2. Lorsqu'une poutre est étirée, l'autre est comprimée, de cette façon il est possible de comparer les changements de fréquences. [Groves, 2008].

.

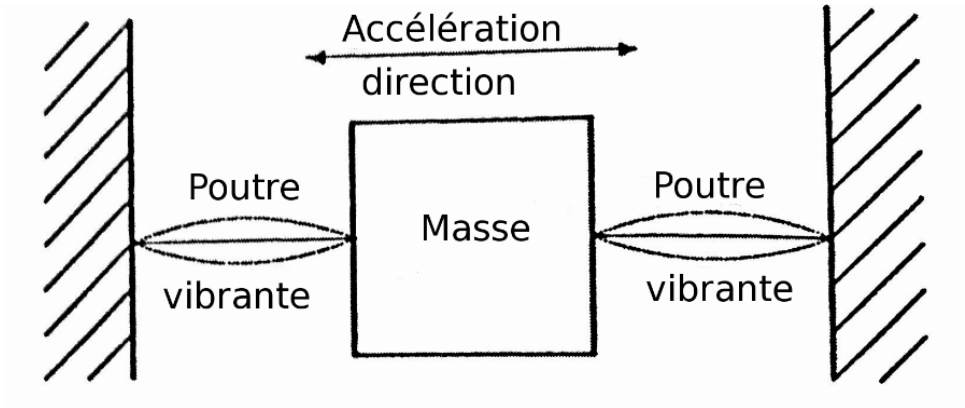


Figure 2.2 Accéléromètre à résonance [Grewal *et al.*, 2007]

Accéléromètre MEMS

Il est possible de répliquer les deux types d'accéléromètres présentés précédemment avec la technologie MEMS (*Microelectromechanical systems*). Ces accéléromètres miniaturisés ont un coût faible, mais leur performance est également réduite [Woodman, 2007].

Les accéléromètres sont composés d'une masse avec des plaques qui est montée sur un système de suspension selon un axe de référence, voir Figure 2.3. Les plaques fixes (extérieures) et mobiles (intérieures) représentent les condensateurs. Les déplacements de la masse sont mesurés à partir de la différence de la capacité électrique. Les capacités électriques C1 et C2 entre la plaque mobile et les deux plaques fixes sont

fonction des distances correspondantes X1 et X2. Quand l'accélération est nulle, C1 = C2, car X1 = X2. Lorsqu'une accélération est ressentie, X1≠ X2, donc il faut mesurer les nouvelles valeurs de C1 et C2. La différence entre ces deux valeurs permet de calculer le voltage de sortie. L'accélération ressentie peut ainsi être calculée, car elle est proportionnelle à ce voltage [Matej, 2008].

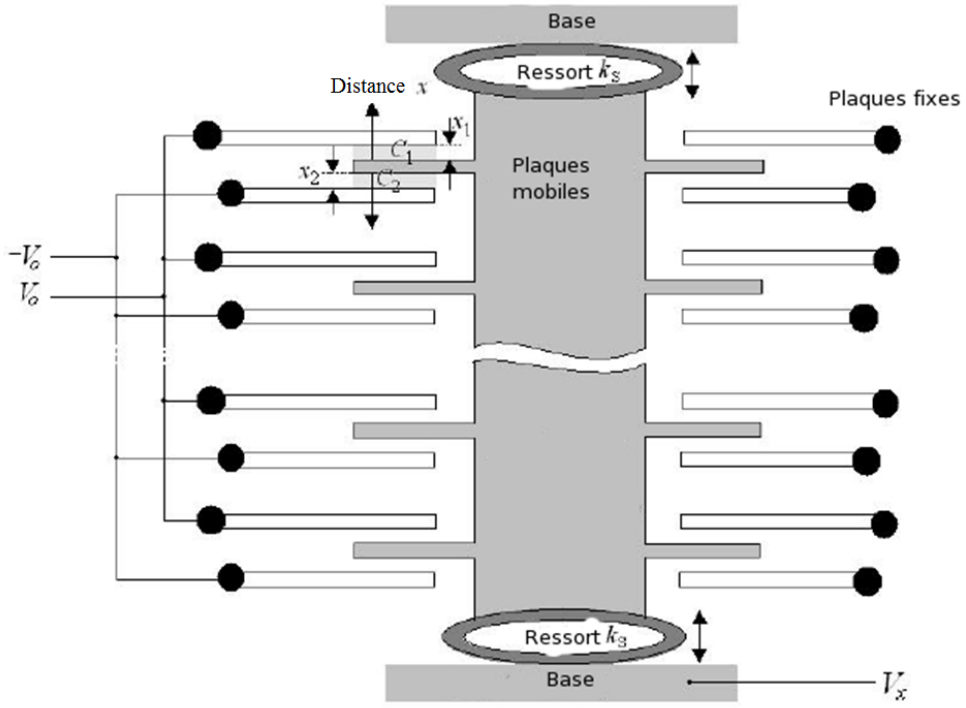


Figure 2.3 Accéléromètre MEMS [Matej, 2008]

Les accéléromètres qui composent le gyro-accéléromètre AHRS400CC-100 utilisent une technologie MEMS.

Comparaison du niveau de performance des différents types d'accéléromètres

Dans l'article de [DeAgostino. *et al.,* 2010], les biais (erreur constante durant une séance d'observation) des différents types d'accéléromètres sont identifiés. Une synthèse de ces biais est présentée dans le tableau suivant :

Tableau 2.1 Biais des différentes technologies des accéléromètres

Type de technologie	Biais [mg]
Accéléromètre à ressort	0,001 à 1
Accéléromètre à résonance	0,1 à 1
Accéléromètre MEMS	0,1 à 1

2.1.1.2 Les gyroscopes et gyromètres

Dans cette section, un gyroscope et trois gyromètres sont présentés. On distingue le gyroscope du gyromètre, car le premier est un capteur de position angulaire tandis que le deuxième est capteur qui donne de l'information sur les variations angulaires. À partir des variations angulaires, il est possible de calculer la position angulaire, mais un azimut initial est nécessaire.

Gyroscope mécanique

Le gyroscope mécanique conventionnel (Figure 2.4) est composé d'une roue montée sur un système de cardans qui lui permet de pivoter autour de trois axes orthogonaux. Grâce à la conservation du moment angulaire, la roue résiste au changement d'orientation. Ainsi, lorsqu'un gyroscope mécanique subit une rotation, elle conserve son orientation globale, mais l'angle entre les cardans adjacents change et cet angle est mesuré avec un *angle pick-off (*système pour mesurer les angles). Avec cette information, il est donc possible de mesurer directement l'orientation. Il est important de noter que la quasi-totalité des instruments modernes ne mesure que la vitesse angulaire (gyromètres).

Ces instruments sont composés d'un nombre important de pièces en mouvement qui créent de la friction. Cette friction occasionne une dérive dans le temps. Il est donc essentiel d'utiliser un système de roulement à billes à haute précision et des lubrifiants spécialisés. [Woodman, 2007].

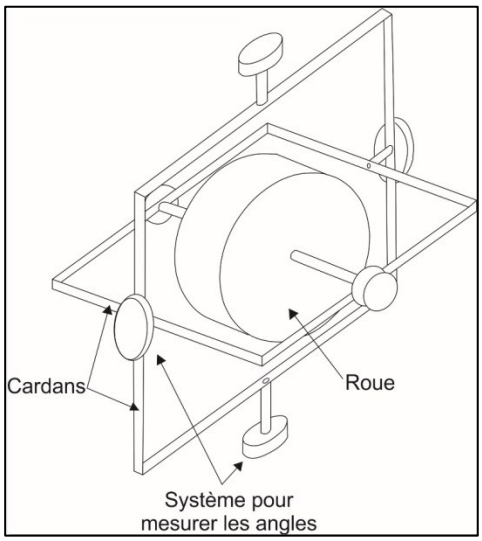


Figure 2.4 Gyroscope mécanique [Woodman, 2007]

Gyromètre optique

Les gyromètres optiques utilisent deux faisceaux lumineux parcourant le même trajet, mais dans des directions opposées. Un détecteur de phase mesure par interférométrie un changement relatif de phase occasionné par l'effet Sagnac lorsque le système est soumis à une rotation [Grewal *et al.*, 2007]. Il existe deux types de gyroscope à laser : *Ring Laser Gyroscope* (RLG) et *Fiber-Optic Gyroscope* (FOG).

Le principe du RLG est de faire parcourir en direction inverse deux rayons de laser de fréquences différentes sur un trajet. Les fréquences sont choisies de façon à ce que la distance du trajet soit un multiple de la longueur d'onde. Le trajet est de forme triangulaire, ayant les sommets matérialisés par des miroirs qui réfléchissent le signal. Lorsque le système ne subit aucune rotation, les trajets optiques sont de la même longueur; ainsi, le détecteur de phase ne mesure aucune interférence entre les signaux. Or, en présence de rotation, un effet relativiste modifie la longueur du trajet optique, créant ainsi de l'interférence, donc une différence de fréquences. Cette différence de fréquences peut être exprimée par l'équation suivante :

$$\Delta f = 2\frac{s}{p\lambda}\omega \qquad (2.3)$$

où

Δf : différence de fréquences mesurées;

p : demi-périmètre;

s : surface;

ω : composante de la rotation instantanée absolue, de l'ensemble, orthogonale au plan du trajet.

Ainsi, avec un simple remaniement de cette équation, on obtient la composante de rotation instantanée (ω) à partir de la différence de fréquences (Δf) mesurée par l'instrument.

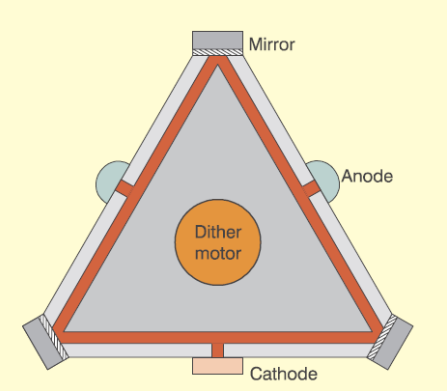


Figure 2.5 Système RLG [King, 1998]

Dans le deuxième type de gyromètre à laser, les faisceaux lumineux parcourent le trajet optique dans un fil à fibres optiques, d'où leur nom *Fiber-Optic Gyro* (FOG). Comme pour les RLG, les ondes parcourent le même trajet, mais dans le sens opposé; cependant, dans le cas du FOG, le faisceau est divisé en deux longueurs d'onde. Si, lors du trajet, le système subit une rotation, l'effet Sagnac cause un changement de phase relativiste, comme pour le RLG [Grewal *et al.*, 2007]. À la fin du trajet, le faisceau est reconstitué et son intensité est mesurée par un détecteur. Ainsi, avec l'interférence entre la lumière source et le faisceau reconstitué, la vitesse de rotation est obtenue.

Contrairement au RLG, les variations de température et d'accélération affectent la distribution des perturbations dans la fibre optique [Grewal *et al.*, 2007]. Des compensateurs doivent donc être ajoutés au système.

Ce type de gyromètres offre certains avantages par rapport aux gyroscopes mécaniques. D'abord, sa grande fiabilité est attribuée à l'absence de pièces mécaniques. De plus, les accélérations et les vibrations n'affectent pas les mesures de l'appareil. Enfin, le signal de sortie est quantifié. Ces gyromètres ont également un inconvénient important : la sensibilité de l'instrument dépend de ses dimensions. [Grewal *et al.*, 2007].

Gyromètre vibratoire

Un gyromètre vibratoire utilise un élément qui subit un mouvement harmonique. Cet élément peut être une corde, un diapason, un anneau, un cylindre ou un hémisphère. Ils fonctionnent tous selon le même principe [Groves, 2008].

Illustrons le principe avec le gyromètre à diapason (Figure 2.6). Le diapason est maintenu dans un équilibre vibratoire où les branches se rapprochent et s'éloignent (Figure 2.6a). L'axe sensible est parallèle au manche du diapason. Une rotation autour de cet axe est orthogonale à la direction d'oscillation des branches, et l'accélération de Coriolis résultante occasionnera une vibration de sortie (Figure 2.6b). Cette torsion déséquilibrée des branches occasionne un moment de force dans le manche du diapason.

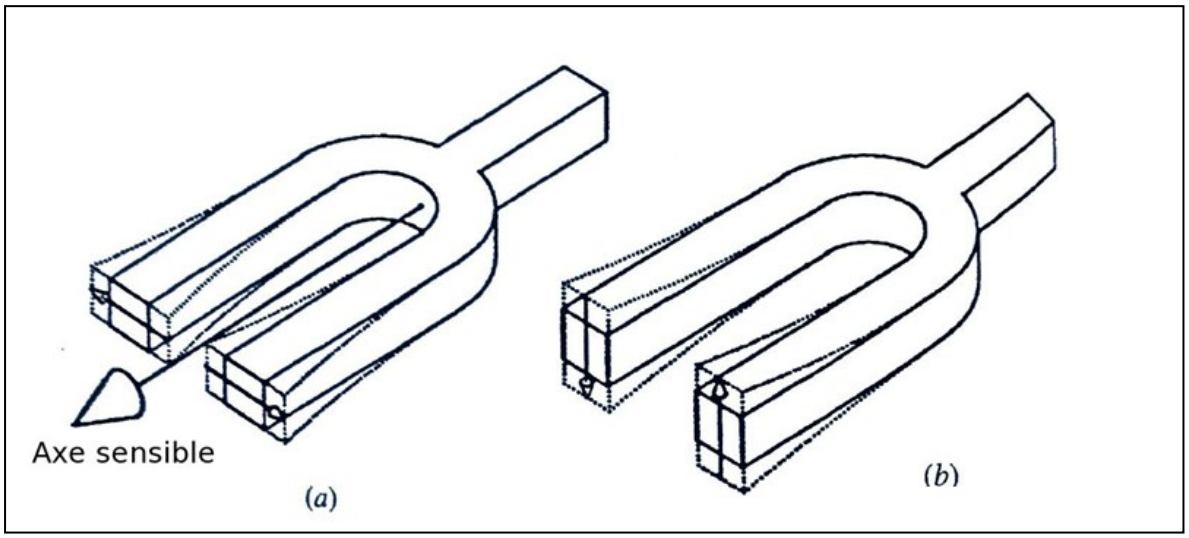


Figure 2.6 Gyromètre vibratoire [Grewal et al., 2007] a) aucune rotation b) subit une rotation autour de l'axe sensible

Gyromètre MEMS

Tout comme pour les accéléromètres, la technologie MEMS (*Microelectromechanical systems*) est utilisée pour créer des instruments à faible coût et à faible performance [Groves, 2008]. Ces capteurs utilisent la force de Coriolis (Annexe A) pour mesurer les variations d'angle, cette force est décrite à la l'Annexe A. Pour détecter une rotation, les composantes doivent être en mouvement. Les capteurs MEMS sont alors généralement composés d'une structure vibrante. Les vibrations assurent que le capteur se déplace selon un seul axe, celle du capteur (*drive vibration*). Une rotation provoquera des vibrations selon l'axe perpendiculaire à celle du capteur. Le signal mesuré par l'instrument peut être soit une mesure de la variance de la capacitance ou soit une mesure de la torsion piézo-électrique de la structure vibrante. Puisque la masse de la structure et sa vitesse de rotation sont connues, il est possible d'y extraire la vitesse angulaire [CrossBow, 2012]. C'est cette technologie qui est utilisée dans les gyromètres du AHRS400CC-100.

Comparaison du niveau de performance des différents gyromètres

Dans l'article de DeAgostino *et al.* [2010], la dérive des différentes technologies utilisées dans la fabrication de gyromètres est identifiée. Une synthèse de ces dérives est présentée dans le tableau suivant :

Tableau 2.2 Dérive des différentes technologies de gyromètres

Type de technologie	Dérive [°/h]
Gyromètre optique RLG	<0,0001
Gyromètre optique FOG	0,001 à 1
Gyromètre vibratoire	1 à 10
Gyromètre MEMS	60 à 3600

2.1.2 Les types de systèmes inertielles

Il existe plusieurs types de capteurs inertiels (INS et gyro-accéléromètre (AHRS)), mais ils sont divisés selon deux grandes catégories : les systèmes montés sur une plateforme stable et les systèmes à composantes liées (*strapdown*) [Grewal *et al.*, 2007]. Le système INS se distingue du gyro-accéléromètre, car en plus de donner des informations sur l'accélération et les angles d'attitude, le INS calcule également la position et la vitesse de déplacement.

2.1.2.1 Système à plateforme stable

Pour les instruments de ce premier type de système, la centrale inertielle est montée sur une plateforme isolée de toutes rotations extérieures. Le concept de ce système est que l'orientation de cette plateforme est maintenue dans un référentiel de navigation. Pour ce faire, il utilise un système de cardans motorisés qui lui permet de pivoter autour de trois axes orthogonaux. [Woodman, 2007].

2.1.2.2 Système à composantes liées

Dans ce type d'architecture, le système est fixé au véhicule, donc les observations sont effectuées dans le référentiel du boîtier plutôt que dans celui de navigation. Pour calculer une position à partir d'un système à composantes liées, la complexité des calculs est beaucoup plus grande. D'une part, il faut soustraire la portion de l'accélération gravitationnelle (Annexe B) mesurée par les accéléromètres, et d'autre part, il faut transformer les mesures du référentiel du boitier à un référentiel global (section 2.2.1). Ceci est fait à l'aide d'une position et d'une orientation initiales ainsi que les mesures de gyromètres.

Ces instruments bénéficient d'une moins grande complexité mécanique, d'une taille réduite et d'un coût inférieur aux systèmes à plateforme stable. Ce type de système domine le marché actuellement, et il est utilisé dans le cadre de ce projet [Woodman, 2007].

2.1.2.3 Niveau de performance des différents capteurs inertiels

Le Tableau 2.3 décrit les différents niveaux de performance de capteurs inertiels identifiés dans [Groves, 2008]. Il est important de noter que la taille, la performance et le coût varient énormément d'un niveau de performance à l'autre. C'est plutôt la performance des gyroscopes qui varie entre les différents niveaux que celle des accéléromètres. En effet, pour une solution de navigation d'une période supérieure à 40 minutes, le niveau de performance des gyroscopes est très important [Groves, 2008].

Tableau 2.3 Niveaux de performance des capteurs inertiels interprétés de [Groves, 2008]

Niveau de performance des capteurs	**Coût**	**Précision**	**Information supplémentaire**	**Type de plateforme**
Marin	> 1 million $	1,8 km après 1 journée	Taille très grande	INS Système à composantes liées ou à plateforme stable
Aviation	100 000$	Dérive horizontale environ 1,5 km après la première heure d'utilisation	Utilisé dans les avions commerciaux et militaires	INS Système à composantes liées ou à plateforme stable
Intermédiaire	20 000$ à 50 000$	Dérive horizontale située entre 1,8 km et 18 km après la première heure d'utilisation	Utilisé dans les petits véhicules aériens	INS Système à composantes liées
Tactique	5 000 $ à 20 000$	Dérive horizontale de plus de 18 km après la première heure d'utilisation	Performance améliorée avec l'intégration du GPS	AHRS Système à composantes liées
Automobile	15 $ par gyroscope 1 $ par accéléromètre	Aucune solution de navigation avec ce type d'instrument	Les capteurs inertiels sont vendus individuellement	S/O

2.2 La solution de navigation

2.2.1 Les référentiels

Cette section cherche à définir les différents référentiels utilisés dans le cadre de ce projet.

Un premier référentiel est le système terrestre moyen dénoté par tm. C'est un système géocentrique, donc l'origine est le centre de masse (barycentre) de la Terre. Par convention, l'axe Z est parallèle avec l'axe de rotation de la Terre. Le plan XY coïncide avec le plan de l'équateur. L'axe X passe par le méridien principal, Greenwich. L'orientation de cet axe n'est pas fixe dans l'espace; il tourne suivant la vitesse de rotation de la Terre. L'axe Y est perpendiculaire au plan XZ et complète le système orthogonal de la main droite [MRNQ, 2010] (Figure 2.7).

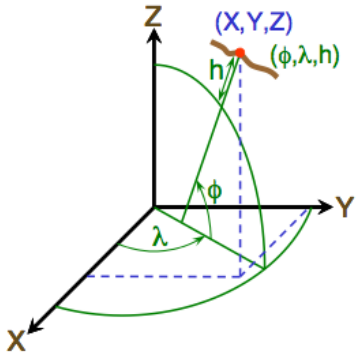


Figure 2.7 Référentiel terrestre moyen [MRNQ, 2010]

Un deuxième référentiel est un système de navigation local, dénoté n; celui qui sera utilisé pour ce projet est le NED (North, Est, Down). Ce système topocentrique est un système de coordonnées locales qui est généralement utilisé pour représenter l'attitude et la vitesse d'un véhicule qui navigue sur ou près de la surface de la Terre. L'axe principal est dans la direction Nord, le second axe est dans la direction Est et le troisième est parallèle à la direction du vecteur pesanteur pris positif vers le bas [Grewal *et al.*, 2007].

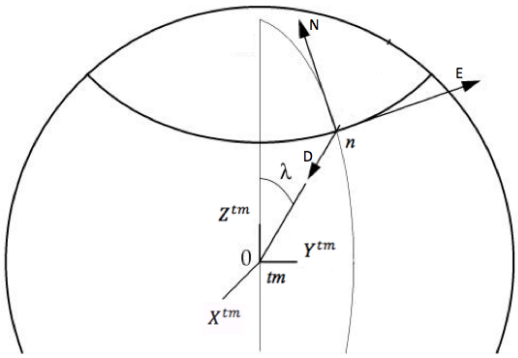


Figure 2.8 Référentiel de navigation NED [d'après NOSCO, 2013]

Le troisième référentiel utilisé est le système du boîtier (*body frame*) dénoté b. Ce référentiel est fixé au véhicule avec l'axe du roulis (X) dans la direction principale de déplacement du véhicule, et l'axe du tangage (Y) est positif vers la droite de cet axe. L'axe du lacet (Z) est positif dans la direction du nadir du véhicule. Il est important de noter que lorsque le véhicule se déplace dans la direction nord et qu'il est au niveau, le système du boîtier est identique au système NED [Grewal *et al.*, 2007].

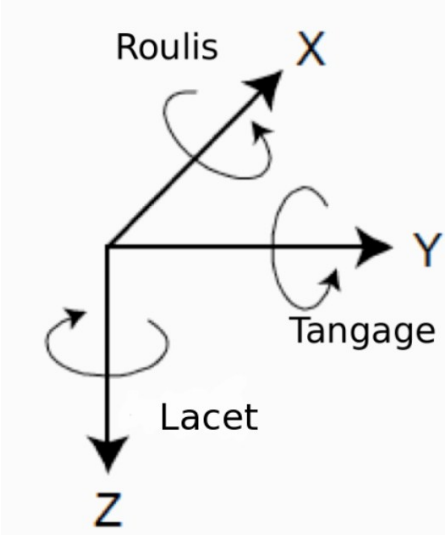


Figure 2.9 Référentiel du boîtier [CrossBow, 2007]

On cherche à déterminer les coordonnées par rapport à un référentiel *tm*, mais les mesures du gyro-accéléromètre sont dans le référentiel du boîtier. La transformation entre les deux systèmes consiste à appliquer une série de matrices de rotation. La dimension d'une matrice de rotation est 3x3 et elle est dénotée C_{α}^{β}, où α est le référentiel initial et β est le référentiel final. La transformation se fait en deux étapes. La première est le passage du système du boîtier vers le NED.

$$C_b^n = \begin{pmatrix} cos\psi cos\theta & -sin\psi\ cos\ \phi + cos\psi\ sin\theta\ sin\ \phi & sin\psi\ sin\ \phi + cos\psi\ sin\theta\ cos\ \phi \\ sin\psi\ cos\theta & cos\psi\ cos\ \phi + sin\psi\ sin\theta\ sin\ \phi & -cos\psi\ sin\ \phi + sin\psi\ sin\theta\ cos\ \phi \\ -sin\theta & cos\theta\ sin\ \phi & cos\theta\ cos\ \phi \end{pmatrix} \quad (2.4)$$

où

ϕ : roulis;

θ : tangage;

ψ : lacet.

La deuxième étape est le passage du référentiel NED vers celui du *tm*.

$$C_n^{tm} = \begin{pmatrix} -\sin L\ cos\lambda & -\sin\lambda & -\cos L\cos\lambda \\ -\sin L\sin\lambda & \cos\lambda & -\cos L\sin\lambda \\ \cos L & 0 & -\sin L \end{pmatrix} \quad (2.5)$$

où
L : latitude;

λ : longitude.

Pour obtenir la matrice de rotation finale, il suffit de multiplier les deux matrices.

$$C_b^{tm} = C_n^{tm} C_b^n \quad (2.6)$$

2.2.2 Les équations de navigation

Contrairement au fichier de sortie d'un INS, celui d'un AHRS ne contient pas d'information de positionnement. Il faut, à partir des variations d'angles et des accélérations observées, calculer la solution de navigation. Pour ce faire, il est nécessaire de procéder par la navigation à l'estime (*dead reckoning*). Avec cette méthode, il est possible d'estimer la position finale d'un objet si sa position initiale est connue et qu'il y a de l'information sur son déplacement, par exemple son azimut et sa vitesse [Grewal *et al.*, 2007]. Dans le cas d'un capteur inertiel, un positionnement est obtenu en appliquant les équations de navigation en quatre temps :

1. la mise à jour de la matrice de rotation;
2. la transformation du référentiel de la force spécifique;
3. la mise à jour de la vitesse;
4. et enfin la mise à jour de la position.

Comme le démontre la Figure 2.10, l'algorithme est un procédé itératif qui utilise la solution de l'époque précédente pour calculer celle de l'époque actuelle. Ainsi, il est nécessaire de connaître la position, la vitesse et l'orientation initiales de l'instrument.

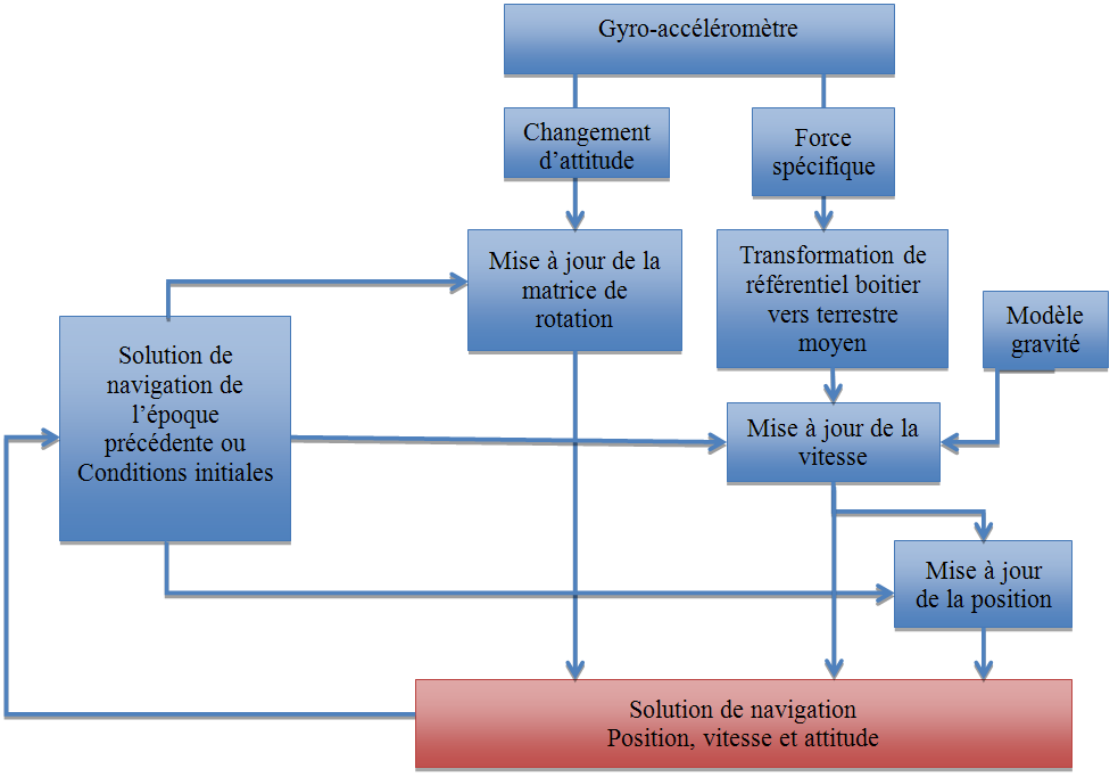

Gyro-accéléromètre
Changement d'attitude
Force spécifique
Mise à jour de la matrice de rotation
Transformation de référentiel boitier vers terrestre moyen
Modèle gravité
Solution de navigation de l'époque précédente ou Conditions initiales
Mise à jour de la vitesse
Mise à jour de la position
Solution de navigation
Position, vitesse et attitude

Figure 2.10 Schéma des équations de navigation [d'après Groves, 2008]

Contrairement à un système de navigation inertiel (INS), un gyro-accéléromètre ne possède pas les équations de navigation implémentées directement dans un processeur central de l'appareil. Il faut donc les implémenter dans un système externe. Il est important de noter que la forme des équations de navigation dépend du référentiel, alors seules les équations dans le référentiel terrestre moyen seront présentées dans cette section. Ce référentiel est généralement utilisé pour des solutions GPS, ainsi la complexité de la fusion des données sera réduite.

Mise à jour de la matrice de rotation

Pour cette étape, les mesures de variations angulaires ω sont utilisées pour mettre à jour la matrice de rotation pour le passage du référentiel du boîtier (b) vers le terrestre moyen (*tm*), C_b^{tm}. La dérivée par rapport au temps de la matrice est donnée par

$$\dot{C}_b^{tm} = C_b^{tm}\,\Omega_{tm\,b}^{b} \qquad (2.7)$$

$$\dot{C}_b^{tm} = C_b^{tm}\,\Omega_{ib}^b - \Omega_{tm\,b}^{tm}\,C_b^{tm} \quad (2.8)$$

où Ω_{ib}^best la matrice antisymétrique des mesures de variation angulaire et $\Omega_{tm\,b}^b$ est la matrice antisymétrique du vecteur de la rotation angulaire de la Terre.

$$\Omega_{ib}^b = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_Z & \omega_Y \\ \omega_Z & 0 & -\omega_X \\ -\omega_Y & \omega_X & 0 \end{pmatrix} \quad (2.9)$$

$$\Omega_{tm\,b}^{tm} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_{i\,tm} & 0 \\ \omega_{i\,tm} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (2.10)$$

$\omega_{i\,tm} = 7{,}292115 \times 10^{-5}$ rad/sec est la valeur de la vitesse angulaire de la rotation de la Terre.

En effectuant l'intégrale de $\dot{C}_b^{tm}$, on obtient l'équation suivante en appliquant une approximation pour les petits angles.

$$C_b^{tm}(+) = C_b^{tm}(-)\left(I_3 - \Omega_{ib}^b \tau_s\right) - \Omega_{tm\,b}^{tm} C_b^{tm}(-)\tau_s \quad (2.11)$$

où

I_3 : matrice identité de dimension 3x3,

τ_s : la différence de temps entre l'époque précédente (-) et l'époque actuelle (+).

La transformation du référentiel de la force spécifique

La force spécifique (f_i^b) est mesurée dans le référentiel du boîtier du gyro-accéléromètre. Afin qu'il soit possible d'utiliser cette force pour calculer la vitesse et la position par rapport au référentiel terrestre moyen, il est nécessaire que la force soit dans le même référentiel. Pour ce faire, il faut appliquer la matrice de rotation mise à jour à la force spécifique mesurée. Par contre, comme cette mesure ponctuelle est obtenue en moyennant la force spécifique ressentie sur toute la période de temps entre deux époques consécutives, la matrice de rotation doit être moyennée de la même façon.

$$f^{tm}(t) = \frac{1}{2}\left(C_b^{tm}(-) + C_b^{tm}(+)\right) f^b(t) \quad (2.12)$$

La mise à jour de la vitesse

Le taux de variation de la vitesse dans un référentiel terrestre moyen est affecté par un terme d'accélération centrifuge et de Coriolis occasionnés par la rotation des axes.

$$\dot{v}^{tm} = -\Omega_{tm\,b}^{tm}\,\Omega_{tm\,b}^{tm} r^{tm} - 2\Omega_{tm\,b}^{tm}\,v^{tm} + a^{tm} \tag{2.13}$$

À (Annexe B), l'accélération, a^{tm}, a été présenté comme la somme de la force spécifique et de la pesanteur, g^{tm}. Le modèle de Somigliana 1929 (Annexe B) est utilisé pour obtenir la valeur de la pesanteur. Donc, on obtient :

$$\dot{v}^{tm} = f^{tm} + g^{tm}(r^{tm}) - 2\Omega_{tm\,b}^{tm}\,v^{tm} \tag{2.14}$$

Ainsi, en effectuant l'intégrale de cette équation, on obtient [Groves, 2008] :

$$v^{tm}(+) = v^{tm}(-) + (f^{tm} + g^{tm}(r^{tm}) - 2\Omega_{tm\,b}^{tm}\,v^{tm})\,\tau_s \tag{2.15}$$

La mise à jour de la position

La première dérivée de la position par rapport au temps est la vitesse, alors pour obtenir la position, il suffit donc de faire l'intégrale de la vitesse.

$$r^{tm}(+) = r^{tm}(-) + \left(v^{tm}(-) + v^{tm}(+)\right)\frac{\tau_s}{2} \tag{2.16}$$

2.2.3 Comportement temporel de l'erreur d'une solution de navigation

Le comportement temporel d'une solution de navigation est un problème très complexe. Il y a de nombreuses sources d'erreurs (les mesures des capteurs, les approximations et le taux d'échantillonnage) qui peuvent venir affecter le calcul de la position.

Dans le calcul de la solution de navigation, les biais des capteurs sont intégrés et occasionnent des erreurs de position, de vitesse et d'attitude qui croissent dans le temps. De plus, le bruit sur les observations des capteurs a un effet cumulatif sur l'erreur dans la solution de navigation.

[Groves, 2008] divise le comportement temporel de l'erreur sur la position en trois cas de figure :

- court terme (de l'ordre de quelques minutes),

- moyen terme (de 1 à 4 heures) et
- long terme (plus de 4 heures, non couvert dans cet ouvrage).

Propagation d'erreur à court terme :

Prenons le cas de figure le plus simple : un déplacement de courte durée selon une ligne droite où le capteur est maintenu au niveau. Les effets de la courbure et de la rotation de la Terre peuvent être négligés.

Figure 2.11 présente le comportement temporel de l'erreur de position lorsqu'il y a des erreurs constantes de vitesse, d'accélération, d'attitude et de vitesse angulaire sur une période d'observation de 300 secondes.

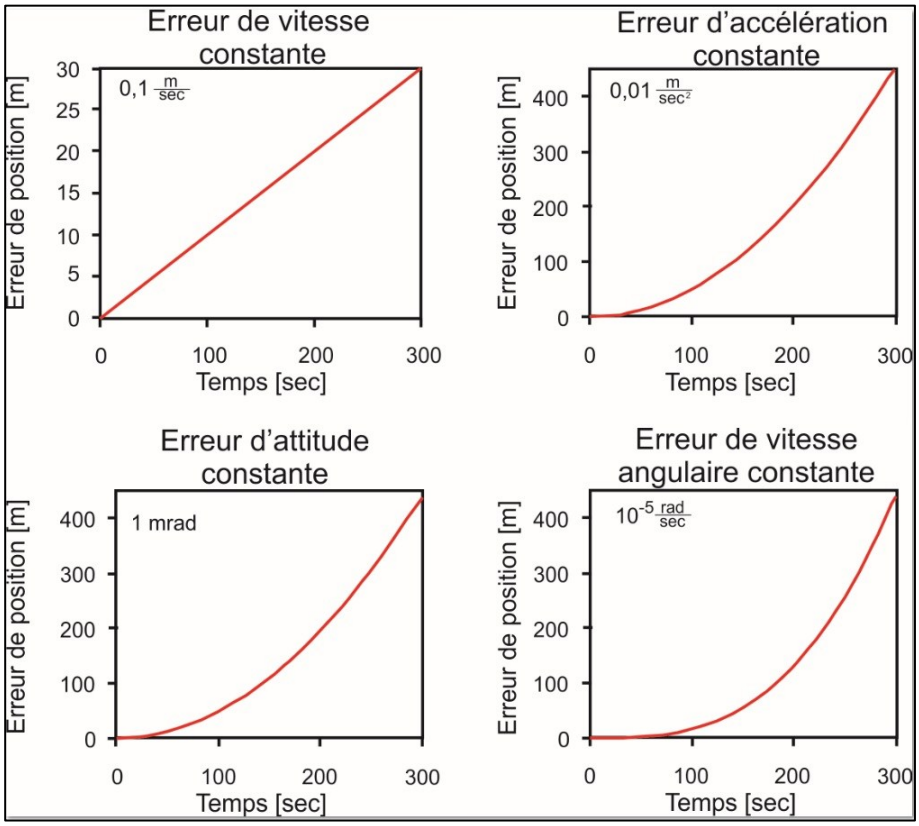


Figure 2.11 Le comportement temporel de l'erreur de position à court terme [d'après Groves, 2008]

L'erreur de la position est l'intégrale de l'erreur de la position, alors lorsqu'il y a une erreur constante de vitesse, on a :

$$\delta r_{\beta}^{\gamma}(t) = \delta v_{\beta}^{\gamma} t \qquad (2.17)$$

γ : axe à l'étude;
β : référentiel du boîtier;
t : temps [sec].

L'erreur sur la position du biais sur un accéléromètre est décrite par :

$$\delta r_{\beta}^{\gamma}(t) = \frac{1}{2} C b_a t^2 \tag{2.18}$$

C : matrice de rotation;
b_a : biais sur l'accéléromètre [m/sec^2].

Une erreur d'attitude ($\delta\psi$) affecte la vitesse selon la force spécifique mesurée. Dans le cas, où l'instrument se déplace dans une direction linéaire selon l'axe X et qu'il est au niveau, la force spécifique mesurée est la valeur de la pesanteur. Une erreur de tangage affecte l'erreur vitesse selon l'axe X et le tangage affecte l'erreur de vitesse selon l'axe Y. L'erreur de position est obtenue par :

$$\delta r_{\beta}^{\gamma}(t) = \frac{1}{2} C \left[\delta\psi \wedge \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{pmatrix} \right] t^2 \tag{2.18}$$

Lorsque l'approximation des petits angles est valide, l'erreur sur l'attitude occasionnée par un biais sur le gyroscope ($\mathrm{b_g}$) est décrite par :

$$\delta\psi \approx b_g t \tag{2.19}$$

Alors l'erreur sur la position est obtenue par :

$$\delta r_{\beta}^{\gamma}(t) \approx \frac{1}{6} C \left[b_g \wedge \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{pmatrix} \right] t^3 \tag{2.20}$$

Propagation d'erreurs à moyen terme :

Supposons qu'un gyro-accéléromètre se déplace sur la surface de la Terre et qu'il y ait une erreur de position horizontal de $\delta\mathrm{r}$. Le modèle de gravité considère que la pesanteur affecte (Figure 2.12) l'instrument à un angle de :

$$\delta\theta = \frac{\delta \mathrm{r}}{\mathrm{r}_{\mathrm{eS}}^{\mathrm{e}}}, \tag{2.21}$$

$\mathrm{r}_{\mathrm{eS}}^{\mathrm{e}}$: le rayon géocentrique.

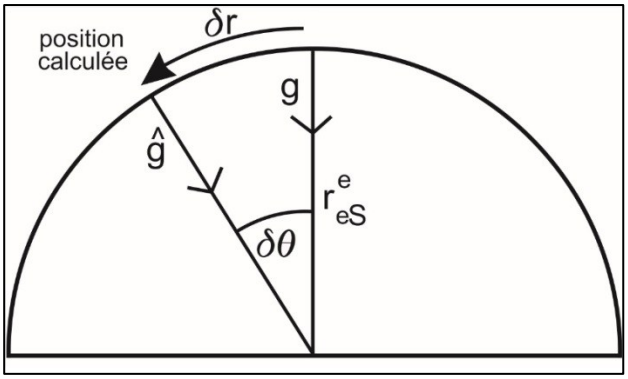


Figure 2.12 Estimation de la pesanteur à partir d'une erreur de position horizontale [d'après Groves, 2008]

Ainsi, une fausse accélération($\delta\ddot{r}$) est ressentie dans la direction opposée à l'erreur de position. Avec l'approximation des petits angles, cette accélération est décrite par :

$$\delta\ddot{r} = -\frac{g}{r_{eS}^{e}}\,\delta r \tag{2.22}$$

C'est l'équation d'un mouvement harmonique simple dont la fréquence angulaire est de :

$$w_s = \sqrt{\frac{g}{r_{eS}^{e}}} \tag{2.23}$$

w_s : Fréquence de Schuler.

La période d'oscillation de Schuler à la surface de la Terre est décrite par :

$$\tau_s = \frac{2\pi}{w_s} = 2\pi\sqrt{\frac{r_{eS}^{e}}{g}} \tag{2.24}$$

À la surface de la Terre à l'équateur τ_s est de 84,6 minutes. Par conséquent, pour des périodes d'observation de l'ordre d'une heure, les erreurs de position occasionnées par une erreur de vitesse ou d'attitude, ou d'un biais sur l'accéléromètre atteignent un seuil maximal, et les erreurs de position occasionnées par un biais de gyroscopes croissent linéairement et non de façon cubique.

Figure 2.13 présente le comportement temporel de l'erreur de position lorsqu'il y a des erreurs constantes de vitesse, d'accélération, d'attitude et de vitesse angulaire sur une période d'observation de 6000 secondes.

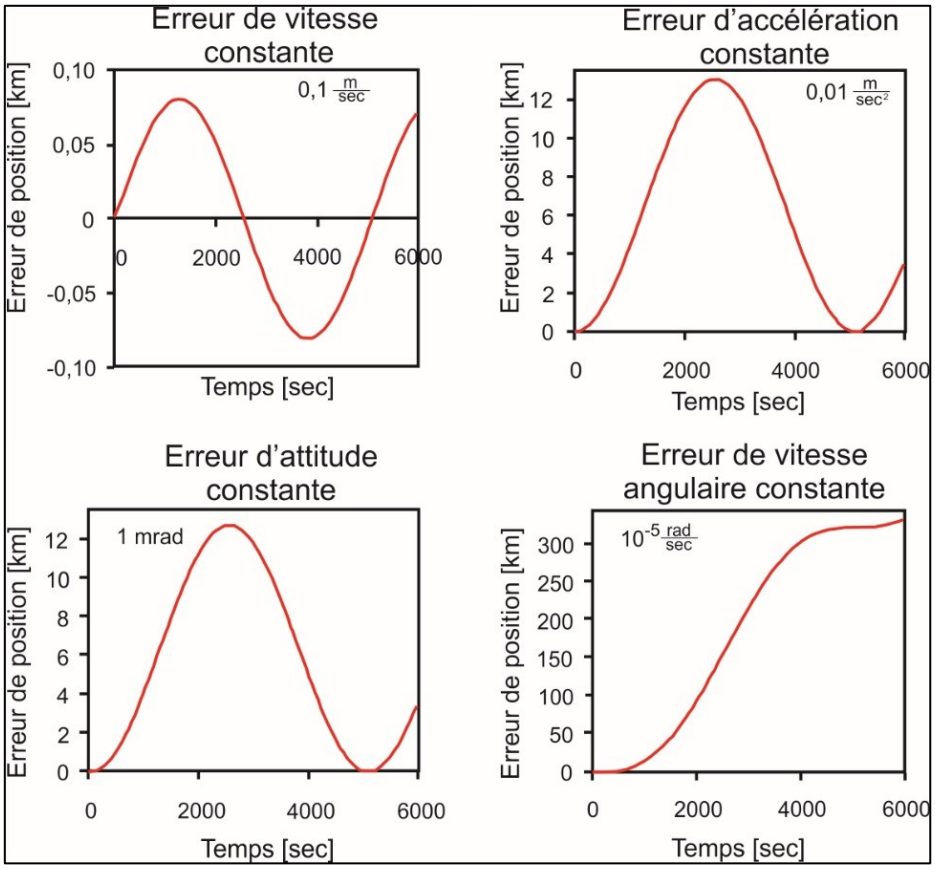


Figure 2.13 Le comportement temporel de l'erreur de position à moyen terme [d'après Groves, 2008]

Il est important de noter que seule l'erreur de position occasionnée par le biais du gyromètre n'atteint pas un seuil maximal. C'est pour cette raison qu'il y a une aussi grande variation de la performance des gyroscopes/gyromètres entre les différents niveaux de performance des INS.

2.2.4 La variance d'Allan

La variance d'Allan est une technique d'analyse développée durant les années 1960 pour étudier la stabilité d'oscillateurs de précision. Cette technique permet de quantifier différents types de bruits reliés aux oscillateurs. Elle est plutôt simple à calculer et donne des résultats faciles à interpréter [El-Sheimy, et al., 2008]. La variance d'Allan est utilisée fréquemment pour caractériser des dérives de plusieurs capteurs inertiels [Sotak, 2009].

Le concept général de l'algorithme du calcul de la variance d'Allan est de diviser une longue série de mesures en groupes selon un delta temps de longueur τ. Pour chaque groupe, la valeur moyenne des mesures est calculée. On calcule, ensuite, la somme du carré des différences de la moyenne des groupes successifs. La

racine carrée de ce résultat donne la valeur moyenne du changement pour un delta temps de longueur τ. Il faut recommencer le processus en augmentant la valeur de τ. Il est recommandé qu'il y ait un minimum de neuf groupes pour un même delta temps τ, sans quoi le résultat obtenu est peu fiable [Steckel, 2004]. Voici l'équation pour calculer la variance d'Allan :

$$AVAR^2(\tau) = \frac{1}{2(n-1)} \sum_i (y(\tau)_{i+1} - y(\tau)_i)^2 \qquad (2.25)$$

où AVAR est la variance d'Allan pour τ, n est le nombre total de groupes, et les y_i sont les échantillons successifs d'écarts [Stockwell, 2004].

La Figure 2.14 présente un graphique type de la variance d'Allan. [El-Sheimy*, et al.*, 2008] mentionne qu'avec la variance d'Allan, il est possible de quantifier cinq types de bruit qui affectent les capteurs inertiels : le bruit de quantification (*quantization noise*), la marche aléatoire angulaire ou de vitesse (*angle/velocity random walk*), l'instabilité du biais (*bias instability*), le taux de changement du pas aléatoire (*rate Random walk*) et le taux de la pente (*rate ramp*).

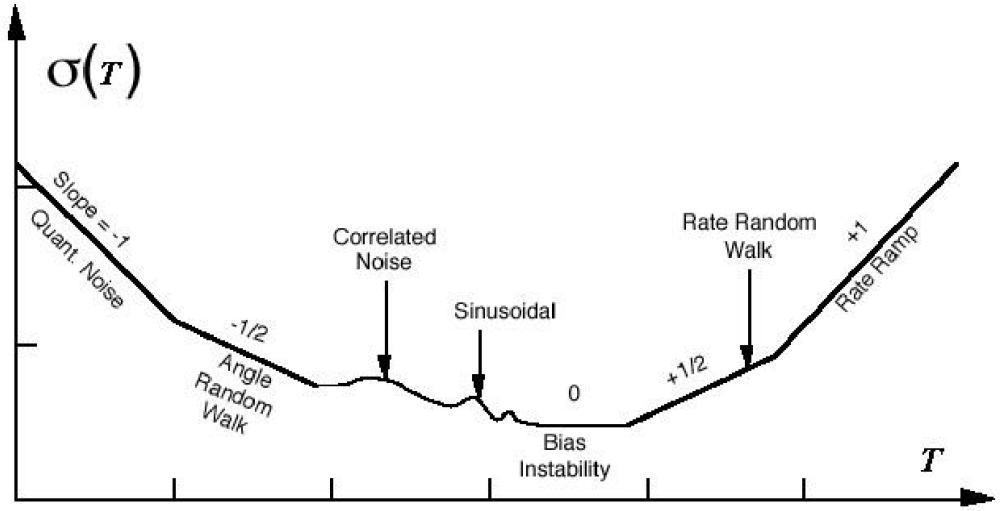


Figure 2.14 Graphique type de la variance d'Allan [El-Sheimy*, et al.,* 2008]

Instabilité du biais

L'instabilité du biais provient de composantes électroniques qui sont sensibles au bruit de scintillement aléatoire (*random flickering*). Comme la fréquence de ce bruit est très faible, il est représenté par la fluctuation du biais dans un jeu de données. Le taux de la densité du pouvoir spectrale (Power Spectral Density) associée à ce bruit est décrit par :

$$S_\Omega(f) = \begin{cases} \left(\frac{B^2}{2\pi}\right)\frac{1}{f} & f \leq f_0 \\ 0 & f > f_0 \end{cases} \quad (2.26)$$

où

B : l'instabilité du biais

[Hou, 2004] démontre qu'à partir de cette formulation, il est possible d'obtenir :

$$AVAR^2(\tau) = 0 \; pour \; \tau \ll \frac{1}{f_0} \quad (2.27)$$

$$AVAR^2(\tau) = \frac{2B^2}{\pi} \; pour \; \tau \gg \frac{1}{f_0} \quad (2.28)$$

$$B = \frac{AVAR(\tau)}{\sqrt{2\frac{ln2}{\pi}}} \; pour \; \tau \gg \frac{1}{f_0} \quad (2.29)$$

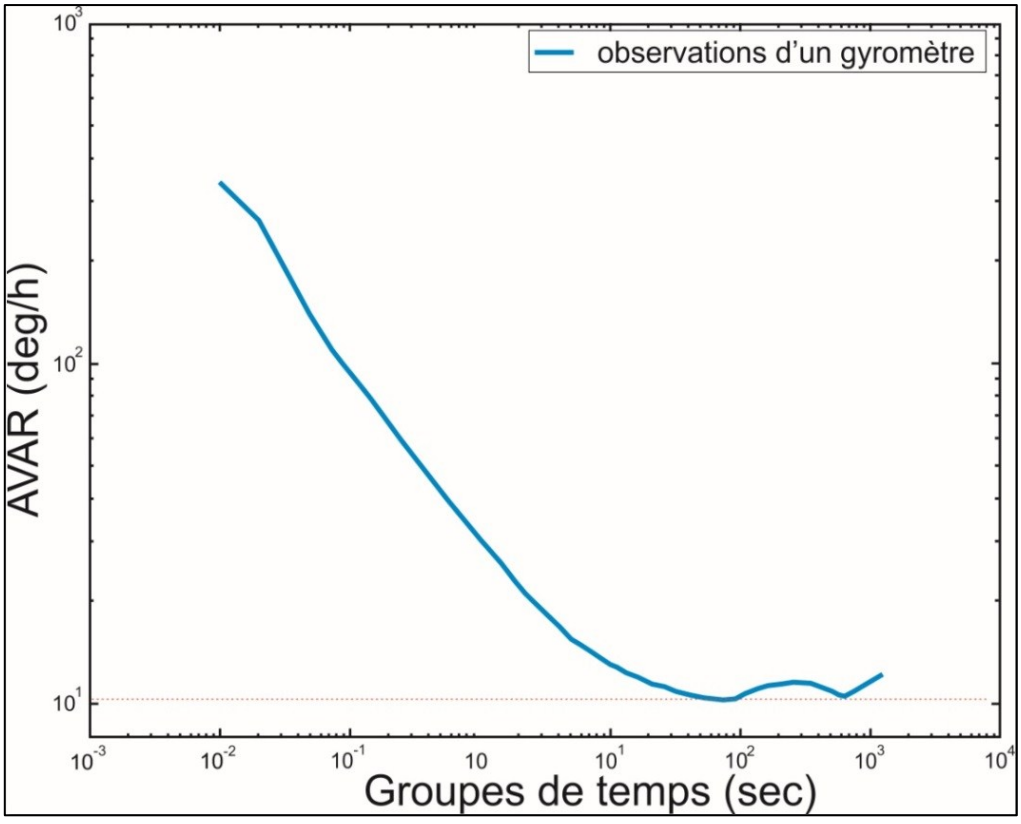


Figure 2.15 Exemple de l'emplacement de l'instabilité du biais [Hou, 2004]

La valeur de $AVAR(\tau)$ se retrouve à l'endroit où le taux de variation de la courbe est nul (Figure 2.15).

Marche aléatoire

La marche aléatoire est un bruit de haute fréquence dont le temps de corrélation est beaucoup plus court que le taux d'échantillonnage. Ce type de bruit est représenté par un bruit blanc sur les mesures d'un gyromètre ou un accéléromètre. Il est possible avec la courbe d'une variance d'Allan de quantifier la valeur de ce type d'erreur. En effet, on la retrouve là où le taux de variation de la courbe est -1/2 (Figure 2.16) [Sotak, 2009].

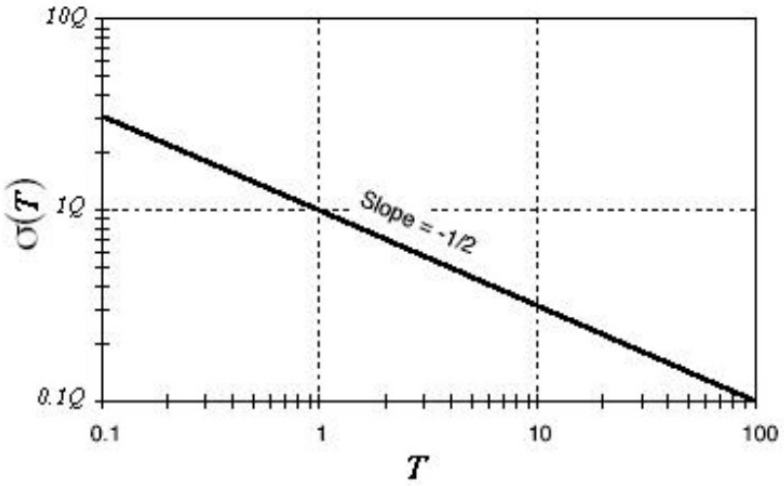


Figure 2.16 La marche aléatoire représentée sur une courbe de variance d'Allan [Hou, 2004]

Chapitre 3 : Expérimentation avec le gyro-accéléromètre AHRS400CC-100 en mode statique

Le but de ce projet de maîtrise est d'évaluer la qualité de la solution de navigation calculée à partir des observations du gyro-accéléromètre AHRS400CC-100 et l'apport de cet instrument dans la détection et la correction de sauts de cycle dans un positionnement GPS. Ce troisième chapitre porte sur les différentes expériences qui ont été réalisées en mode statique, les résultats obtenus ainsi qu'une analyse de ceux-ci.

Ce chapitre se divise en 5 parties :

1) Les caractéristiques du AHRS400CC-100;
2) Validation des mesures angulaires;
3) Détermination des paramètres d'initialisation;
4) Expérimentation en mode statique dans un environnement contrôlé;
5) Expérimentation en mode statique dans un environnement d'utilisation courante.

3.1 Les caractéristiques du AHRS400CC-100

Dans cette prochaine section, le gyro-accéléromètre est décrit, suivi d'une présentation du logiciel qui a été utilisé pour enregistrer les mesures de celui-ci.

3.1.1 Gyro-accéléromètre

Figure 3.1 AHRS400CC-100 de CrossBow [CrossBow, 2007]

Dans le cadre de ce projet de maîtrise, le gyro-accéléromètre AHRS400CC-100 a été utilisé (Figure 3.1). Cet instrument de niveau tactique de la compagnie CrossBow permet de mesurer les angles d'attitude ainsi que d'azimut avec grande fiabilité dans des environnements statique et dynamique. Ce système combine trois accéléromètres, trois gyromètres (*rate gyro*) et trois magnétomètres. Chaque triade de capteurs matérialise les

axes du système de coordonnées du boîtier. Comme il a déjà été mentionné dans la section 2.2.1, ce système est décrit comme un système orthogonal de la main droite (Figure 3.2).

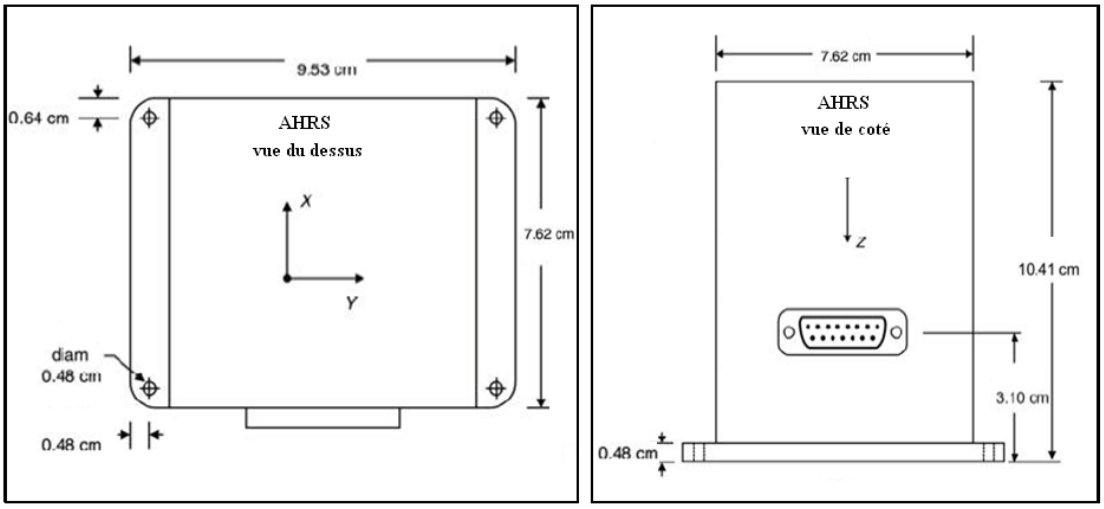


Figure 3.2 Le système de coordonnées du boîtier du AHRS400CC-100 [CrossBow, 2007]

Les accéléromètres et les gyromètres qui composent le AHRS sont des capteurs de la technologie MEMS. L'avantage de ce type de capteurs est sa petite taille et son faible coût par rapport aux capteurs mécaniques. De plus, ces capteurs offrent une solution fiable et avec une précision d'un degré pour les angles d'attitude et 0,25 mg pour les accéléromètres, tout en ayant une consommation d'énergie faible et un temps d'initialisation rapide. En effet, seulement 60 secondes sont nécessaires pour permettre aux capteurs de se stabiliser.

Selon les spécifications techniques, les accéléromètres permettent au AHRS de mesurer des accélérations de ± 2 g. Le fabricant assure que le biais est inférieur à 8,5 mg et que l'erreur de la marche aléatoire de vitesse (*velocity random walk*) est inférieure à 0,1 m/sec/h$^{1/2}$.

Avec la technologie MEMS utilisée par les gyromètres de cet instrument, il est possible de mesurer des rotations dont la vitesse angulaire est de $\pm$ 100 degrés par seconde. Les mesures de rotation sont entachées d'un biais maximal de 0,05 °/sec et l'erreur de marche aléatoire angulaire est inférieure à 2,25 °/sec/h$^{1/2}$.

En plus de mesurer les accélérations et le changement d'angle en degrés par seconde, le AHRS calcule également les trois angles d'attitude : le roulis, le tangage et le lacet. Le roulis et le tangage sont calculés à l'aide des mesures des gyromètres et des accéléromètres tandis que le lacet est obtenu grâce aux gyromètres et aux magnétomètres qui permettent d'identifier le nord magnétique. Cependant, ce nord doit être corrigé pour la déclinaison magnétique si le nord géographique est désiré.

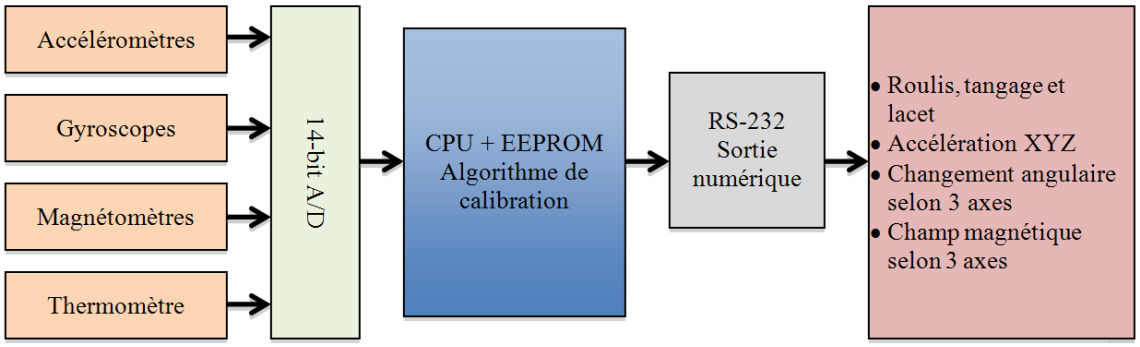


Figure 3.3 Diagramme de blocs du AHRS400CC-100 [d'après CrossBow, 2007]

La Figure 3.3 présente un diagramme en blocs du AHRS affichant les différents paramètres d'entrée, les transformations qui sont appliquées et les paramètres de sortie. D'après la fiche technique de l'instrument, le taux d'échantillonnage de l'appareil est supérieur à 60 Hz (60 mesures à la seconde) [CrossBow, 2007].

Specifications	AHRS400CC-100	Remarks
Performance		
Update Rate (Hz)	> 60	Continuous update mode
Start-up Time Valid Data (sec)	< 1	
Fully Stabilized Data (sec)	< 60	Under static conditions
Attitude		
Range: Roll, Pitch (°)	± 180, ± 90	
Static Accuracy (°)	<± 0.5	Measured on level surfa
Dynamic Accuracy (° rms)	± 2.0	
Resolution (°)	< 0.1	
Heading		
Range (°)	± 180	
Static Accuracy (°)	<± 1.5	
Dynamic Accuracy (° rms)	± 3	
Resolution (° rms)	< 0.1	
Angular Rate		
Range: Roll, Pitch, Yaw (°/sec)	± 100	
Bias: Roll, Pitch, Yaw (°/sec)	<± 1.0	Scaled sensor mode
Bias: Roll, Pitch, Yaw (°/sec)	<± 0.05	Angle mode
Scale Factor Accuracy (%)	< 1	
Non-Linearity (% FS)	< 0.3	
Resolution (°/sec)	< 0.025	
Bandwidth (Hz)	>25	-3 dB point
Random Walk(°/hr$^{1/2}$)	< 2.25	Typical
Acceleration		
Input Range X/Y/Z (g)	± 2	
Bias: X/Y/Z (mg)	<± 8.5	
Scale Factor Accuracy (%)	< 1	
Non-Linearity (% FS)	< 1	
Resolution (mg rms)	< 0.25	
Bandwidth (Hz)	>10	-3 dB point
Random Walk (m/s/hr$^{3/2}$)	< 0.1	
Environment		
Operating Temperature (°C)	-40 to +71	
Non-Operating Temperature (°C)	-55 to +85	
Non-Operating Vibration (g rms)	6	20 Hz - 2 KHz random
Non-Operating Shock (g)	1000	1 ms half sine wave
Electrical		
Input Voltage (VDC)	9 to 30	
Input Current (mA)	< 300	
Power Consumption (W)	< 4	at 12 VDC
Digital Output Format	RS-232	"See Digital Data Format"
Analog[1] Range (VDC)	± 4.096	Pins 8, 9, 10, 12, 13, 14
	0 to 5.0	Pins 5, 6, 7
Physical		
Size (in)	3.0 x 3.75 x 4.1	Includ. mounting flanges
(cm)	7.62 x 9.53 x 10.42	Includ. mounting flanges
Weight (lbs)	< 1.7	
(kg)	< 0.77	

Figure 3.4 Fiche technique du modèle AHRS400CC-100 [CrossBow, 2007]

3.1.2 Logiciel Gyro-View

Pour enregistrer les mesures du gyro-accéléromètre, Gyro-View, un logiciel conçu par la compagnie CrossBow a été utilisé. Il était donc nécessaire de brancher l'instrument dans un ordinateur portable avec un connecteur RS-232. Ce logiciel permet de configurer le mode d'enregistrement, de calibrer l'instrument pour l'erreur occasionnée par le *hard iron*, de visionner les mesures sur un graphique en temps réel et les angles d'attitude sur des cadrans de navigation (Figure 3.5) et d'enregistrer les mesures dans un fichier de sortie.

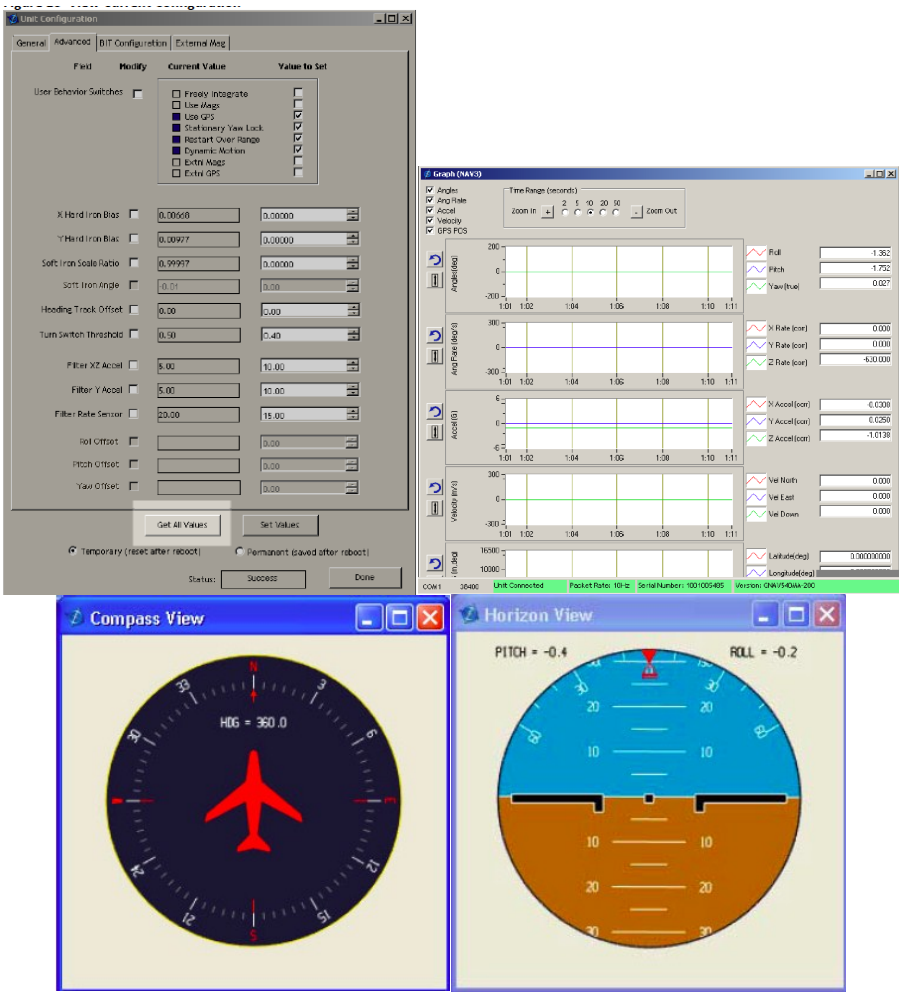


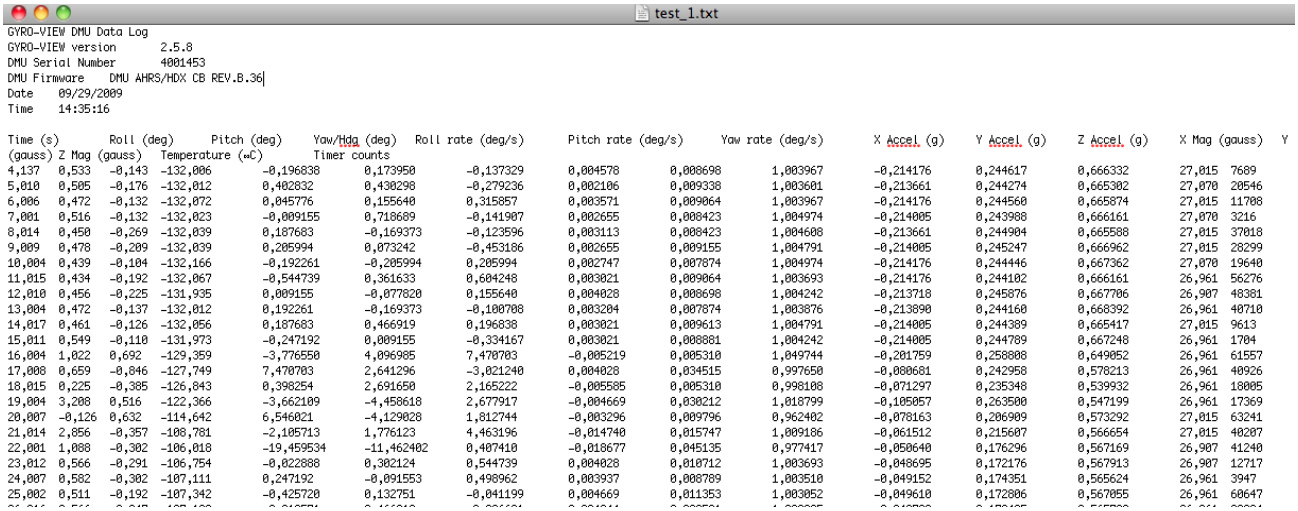
Figure 3.5 Copies d'écran du logiciel Gyro-View de la compagnie CrossBow

À la Figure 3.6, l'en-tête d'un fichier de sortie est présenté. Cet en-tête comprend, entres autres, la version du logiciel, le numéro de l'appareil, la date de la séance d'observation et l'heure à laquelle elle a débuté. La date et l'heure sont synchronisées à partir de l'horloge interne de l'ordinateur. Ensuite, on y retrouve toutes les mesures des différents capteurs de l'instrument. Le contenu des 14 colonnes du fichier de sortie est résumé dans le Tableau 3.1.

Tableau 3.1 Capteurs du AHRS400CC-100

Capteurs	Observations	Unités de mesure	Précision affichée
Horloge	Marque horaire	Secondes	10^{-3}
Gyroscopes	Roulis Tangage Lacet	Degrés décimaux	10^{-3}
Gyromètres	Changements angulaires sur X, Y et Z	Degrés décimaux par secondes	10^{-6}
Accéléromètres	Accélérations sur X, Y et Z	Unité gravitationnelle	10^{-6}
Magnétomètres	Champ magnétique sur X, Y et Z	Gauss	10^{-6}
Thermomètre	Température à l'intérieur du boîtier	Degrés Celsius	10^{-3}

Le temps est compté en secondes depuis le début de la séance d'enregistrement. Donc, pour calculer l'heure à laquelle la mesure a été enregistrée, il faut ajouter le nombre de secondes écoulées à l'heure initiale notée dans l'en-tête du fichier.


test_1.txt

```
GYRO-VIEW DMU Data Log
GYRO-VIEW version       2.5.8
DMU Serial Number       4001453
DMU Firmware    DMU AHRS/HDX CB REV.B.36
Date    09/29/2009
Time    14:35:16

Time (s)       Roll (deg)      Pitch (deg)     Yaw/Hdg (deg)   Roll rate (deg/s)       Pitch rate (deg/s)      Yaw rate (deg/s)        X Accel (g)     Y Accel (g)     Z Accel (g)     X Mag (gauss)   Y
(gauss) Z Mag (gauss)   Temperature (*C)        Timer counts
4,137   0,533   -0,143  -132,006        -0,196838       0,173950        -0,137329       0,004578        0,008698        1,003967        -0,214176       0,244617        0,666332        27,015  7689
5,010   0,505   -0,176  -132,012        0,402832        0,430298        -0,279236       0,002106        0,009338        1,003601        -0,213661       0,244274        0,665302        27,070  20546
6,006   0,472   -0,132  -132,072        0,045776        0,155640        0,315857        0,003571        0,009064        1,003967        -0,214176       0,244560        0,665874        27,015  11708
7,001   0,516   -0,132  -132,023        -0,009155       0,718689        -0,141907       0,002655        0,008423        1,004974        -0,214005       0,243988        0,666161        27,070  3216
8,014   0,450   -0,269  -132,039        0,187683        -0,169373       -0,123596       0,003113        0,008423        1,004608        -0,213661       0,244904        0,665588        27,015  37018
9,009   0,478   -0,209  -132,039        0,205994        0,073242        -0,453186       0,002655        0,009155        1,004791        -0,214005       0,245247        0,666962        27,015  28299
10,004  0,439   -0,104  -132,166        -0,192261       -0,205994       0,205994        0,002747        0,007874        1,004974        -0,214176       0,244446        0,667362        27,070  19640
11,015  0,434   -0,192  -132,067        -0,544739       0,361633        0,604248        0,003021        0,009064        1,003693        -0,214176       0,244102        0,666161        26,961  56276
12,010  0,456   -0,225  -131,935        0,009155        -0,077820       0,155640        0,004028        0,008698        1,004242        -0,213718       0,245876        0,667706        26,907  48381
13,004  0,472   -0,137  -132,012        0,192261        -0,169373       -0,100708       0,003204        0,007874        1,003876        -0,213890       0,244160        0,668392        26,961  40710
14,017  0,461   -0,126  -132,056        0,187683        0,466919        0,196838        0,003021        0,009613        1,004791        -0,214005       0,244389        0,665417        27,015  9613
15,011  0,549   -0,110  -131,973        -0,247192       0,009155        -0,334167       0,003021        0,008881        1,004242        -0,214005       0,244789        0,667248        26,961  1704
16,004  1,022   0,692   -129,359        -3,776550       4,096985        7,470703        -0,005219       0,005310        1,049744        -0,201759       0,258808        0,649052        26,961  61557
17,008  0,659   -0,846  -127,749        7,470703        2,641296        -3,021240       0,004028        0,034515        0,997650        -0,080681       0,242958        0,578213        26,961  40926
18,015  0,225   -0,385  -126,843        0,398254        2,691650        2,165222        -0,005585       0,005310        0,998108        -0,071297       0,235348        0,539932        26,961  18005
19,004  3,208   0,516   -122,366        -3,662109       -4,458618       2,677917        -0,004669       0,030212        1,018799        -0,105057       0,263500        0,547199        26,961  17369
20,007  -0,126  0,632   -114,642        6,546021        -4,129028       1,812744        -0,003296       0,009796        0,962402        -0,078163       0,206909        0,573292        27,015  63241
21,014  2,856   -0,357  -108,781        -2,105713       1,776123        4,463196        -0,014740       0,015747        1,009186        -0,061512       0,215607        0,566654        27,015  40207
22,001  1,088   -0,302  -106,018        -19,459534      -11,462402      0,407410        -0,018677       0,045135        0,977417        -0,050640       0,176296        0,567169        26,907  41240
23,012  0,566   -0,291  -106,754        -0,022888       0,302124        0,544739        0,004028        0,010712        1,003693        -0,048695       0,172176        0,567913        26,907  12717
24,007  0,582   -0,302  -107,111        0,247192        -0,091553       0,498962        0,003937        0,008789        1,003510        -0,049152       0,174351        0,565624        26,961  3947
25,002  0,511   -0,192  -107,342        -0,425720       0,132751        -0,041199       0,004669        0,011353        1,003052        -0,049610       0,172806        0,567055        26,961  60647
```

Figure 3.6 L'en-tête du fichier de sortie du logiciel Gyro-View

Comme il a été mentionné, le logiciel Gyro-View permet également de corriger les erreurs de *Hard Iron*. Le paragraphe qui suit résume ce type d'erreur.

Il existe deux types d'interférence possibles pour les magnétomètres. Le premier est le fer dur (*Hard Iron*). Ce type d'interférence est occasionné par un élément agissant comme un aimant, par exemple un tournevis magnétisé, qui est à proximité de l'instrument. Le deuxième type d'interférence est le fer doux (*Soft Iron*), ceci est le résultat de l'instrument qui est à proximité d'un métal ferromagnétique. L'effet du fer dur est supérieur à celui du fer doux, donc il est plus important de le calibrer [Microstrain, 2013]. Le logiciel de CrossBow propose une étape de calibration pour la séance d'observation et une méthode pour la valider. Même si les mesures de lacet ne sont pas directement utilisées dans le traitement des données pour les expériences suivantes, la calibration a été faite pour toutes les expériences présentées dans ce document, car le manuel d'utilisateur recommande cette pratique.

3.2 Validation des mesures angulaires

La première série d'expériences réalisées cherche à déterminer la précision et la fiabilité des mesures angulaires effectuées avec le gyro-accéléromètre. Pour ce faire, l'instrument est fixé à la lunette d'une station totale, et il est pivoté autour de chacun des axes avec une succession de rotations. Par la suite, on compare les valeurs mesurées par l'instrument aux valeurs mesurées avec le théodolite ayant précision de 3''. Comme le montage ne permet pas d'avoir une observation lorsque l'instrument est en mouvement, c'est à partir de la différence entre les deux périodes de repos que la valeur du déplacement est obtenue. On valide donc la précision statique de l'instrument.

Azimut (rotation autour de l'axe Z) :

L'axe Z était le premier axe à l'étude. Un premier test consistait à effectuer des rotations de 90° successives jusqu'à ce que l'instrument ait fait un tour complet autour de cet axe. Chaque période de rotation est séparée d'une période où l'instrument est immobilisé. La durée de la session d'observation était d'environ 7 minutes.

Tableau 3.2 Rotations de 90° en azimut

Expérience 1 : Azimut 90°				
Époques [sec]		Différences mesurées [°]	Différences théoriques [°]	Écart [°]
De	À			
0,00	42,79	0,083	0	-0,083
42,81	66,46	90,466	90	0,466
66,48	123,69	0,181	0	0,181
123,71	141,52	89,736	90	-0,264
141,54	212,67	-0,324	0	-0,324
212,69	232,32	88,973	90	-1,027
230,92	302,76	0,203	0	0,203
302,77	339,38	90,66	90	0,660
339,39	426,28	-0,379	0	-0,379

Le Tableau 3.2 présente les résultats de l'expérience. Lorsque l'instrument subit une rotation de 90°, l'instrument ne mesure pas exactement cette valeur. L'écart maximal entre la valeur mesurée et la valeur réelle est de 1,027 degré. Par contre, en moyenne, lorsque l'instrument subit une rotation de 90°, il mesure un déplacement angulaire de 89,959°, soit un écart de 0,041° avec la valeur réelle.

La prochaine expérience consistait à faire les mêmes manipulations que celles présentées précédemment, cependant avec des rotations de 10° autour de l'axe Z.

On voit les observations angulaires en fonction du temps à la Figure 3.7.

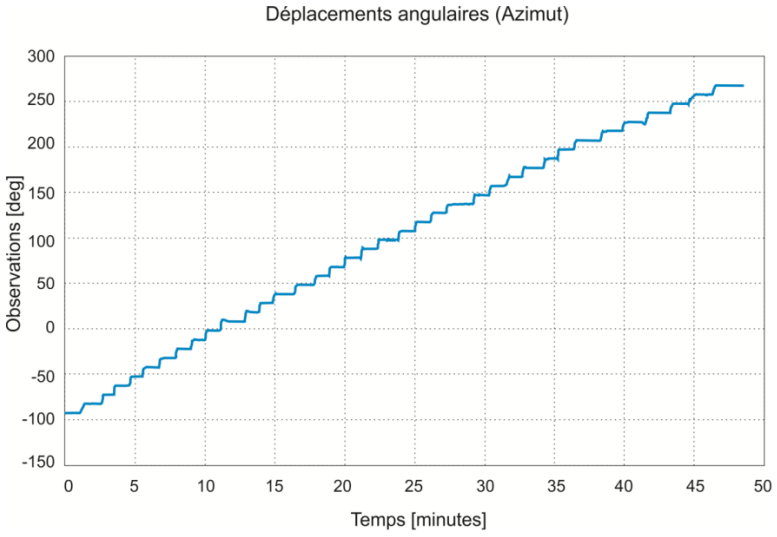


Figure 3.7 Rotation autour de l'axe Z (Azimut)

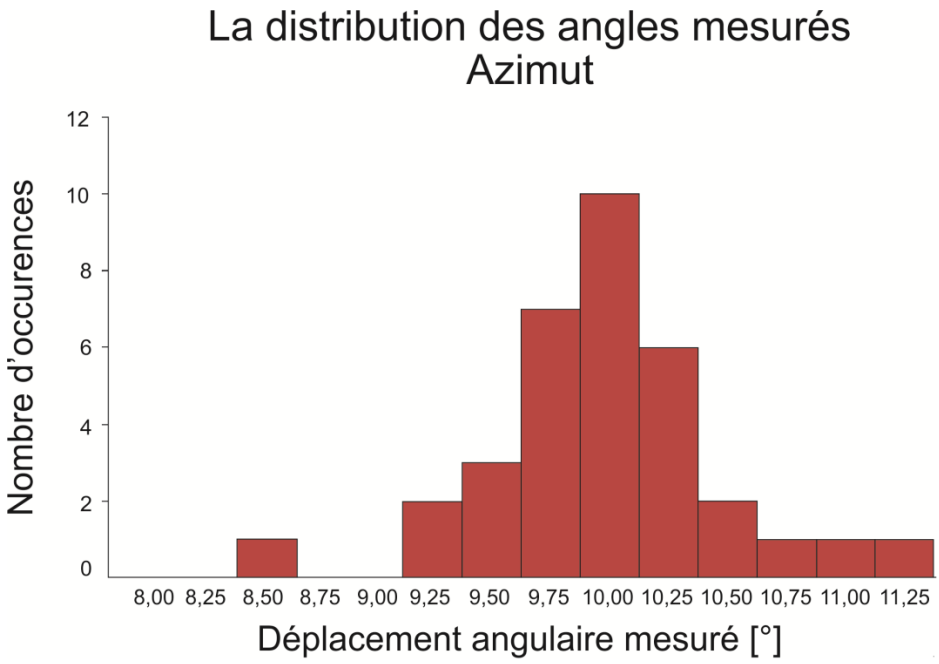


Figure 3.8 La distribution des angles mesurés (Azimut)

La moyenne quadratique de l'erreur est de 0,53°, alors la majorité des observations (80 %) se retrouvent entre 9,47° et 10,53°. Cependant, en consultant l'histogramme de la distribution des observations (Figure 3.8), on voit que la totalité des observations se situe à l'intérieur de la précision statique de l'instrument détaillé dans les spécifications techniques (1,5°).

Le tangage (rotation autour de l'axe Y) :

Dans cette expérience, le gyro-accéléromètre subit une rotation autour de l'axe Y. L'instrument, toujours fixé à la station totale, est placé de façon à ce que l'orientation initiale de l'axe Y soit parallèle à la verticale. Ensuite, une série de rotations de 10° autour de l'axe Y est faite jusqu'à ce que l'inclinaison passe de 90° à -40°. Sur la Figure 3.9, on voit les observations angulaires en fonction du temps.

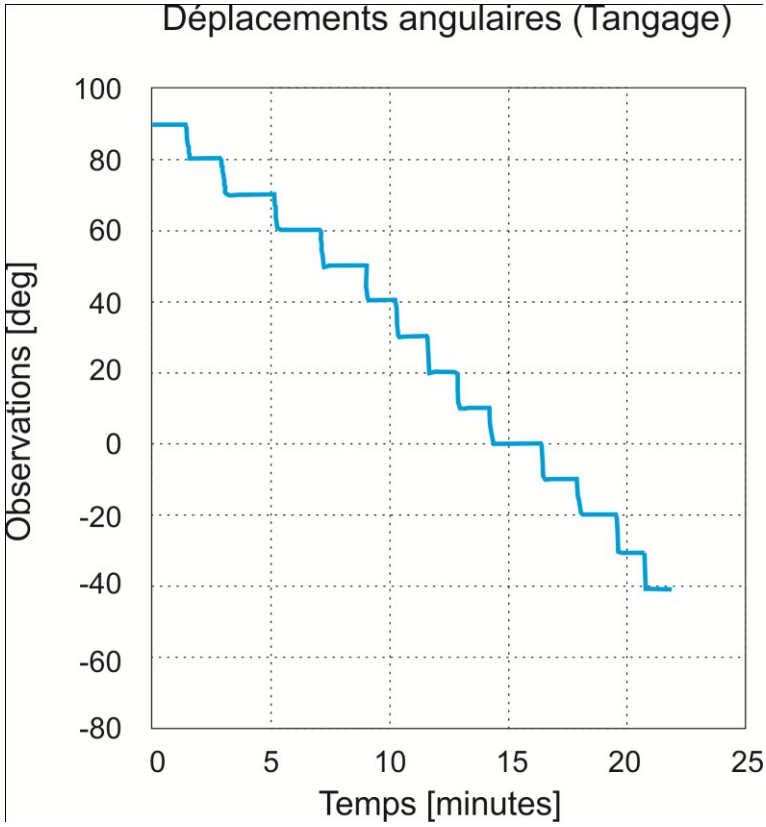


Figure 3.9 Rotation autour de l'axe Y (Tangage)

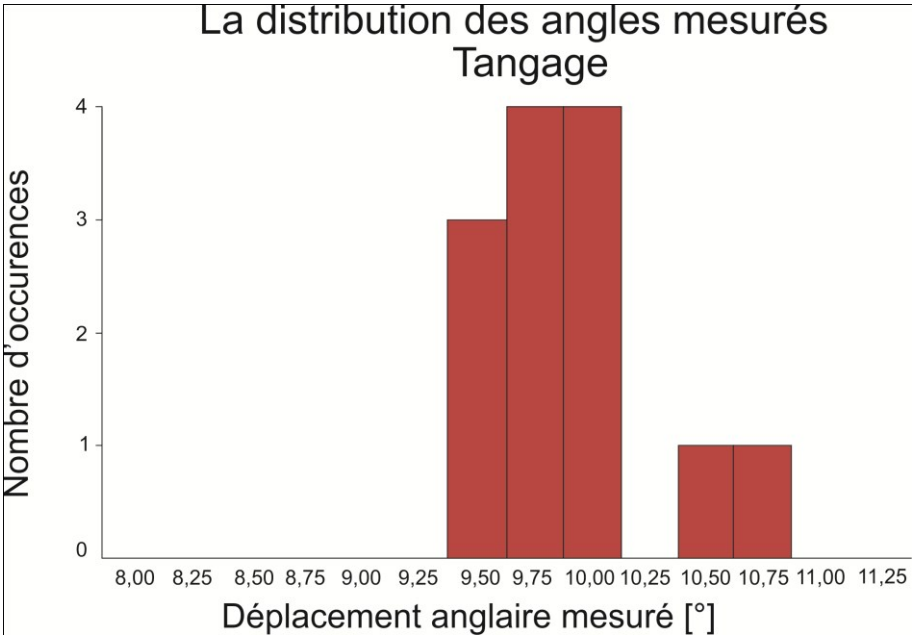


Figure 3.10 La distribution des angles mesurés (Tangage)

Selon les spécifications techniques de l'instrument, les observations de l'attitude sont plus précises à celles de l'azimut. Les résultats de cette expérience concordent avec les spécifications, en effet, les données sont plus

regroupées et la moyenne quadratique est de 0,35°. 70 % des observations sont à l'intérieur de la plage 9,65° et 10,35° et 92 % des observations se retrouvent à l'intérieur de la plage 9,5° et 10,5°.

Il y a une observation qui dépasse la précision du fabricant avec un écart de +0,93°. Ceci peut s'expliquer du fait que le fabricant assure une précision de 0,5° sur une surface au niveau. Or dans le cadre de l'expérience, l'instrument n'est pas maintenu au niveau.

Le roulis (rotation autour de l'axe X) :

Dans cette expérience, le gyro-accéléromètre subit une rotation autour de l'axe X. L'instrument, toujours fixé à la station totale, est placé de façon à ce que l'orientation initiale de l'axe X soit parallèle à la verticale. Ensuite, une série de rotations de 10° autour de l'axe X est faite jusqu'à ce que l'inclinaison passe de -90° à 40°. Comme le poids de l'instrument est trop important, le montage ne permet pas de le maintenir immobile aux inclinaisons suivant : -30° et +30° ou plus.

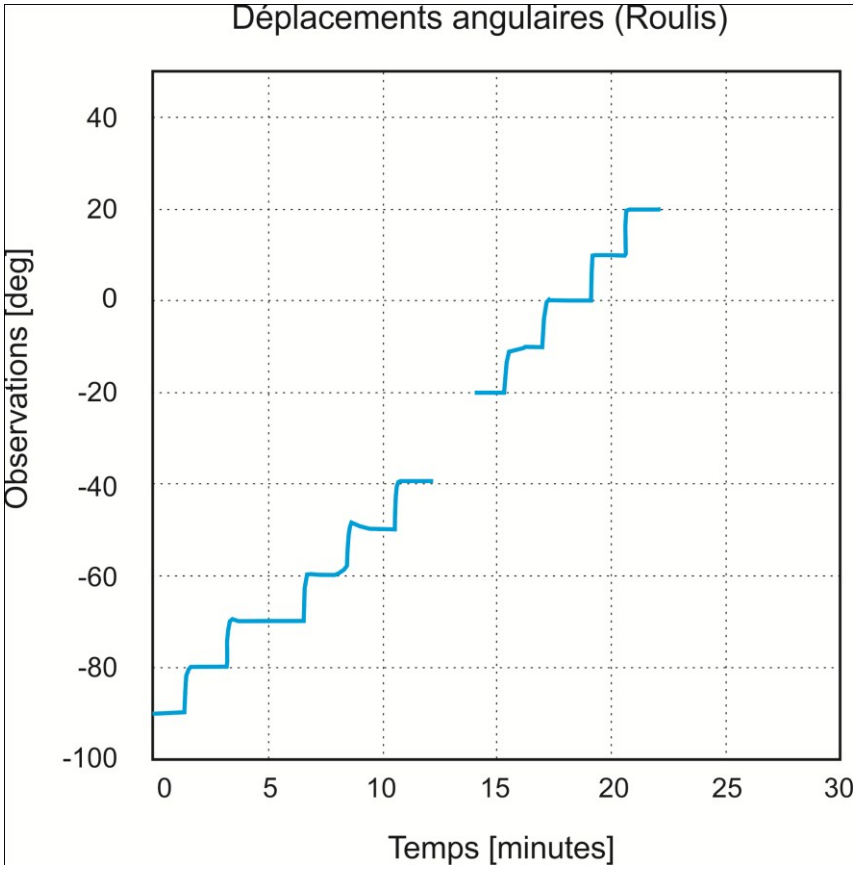


Figure 3.11 Rotation autour de l'axe X (Roulis)

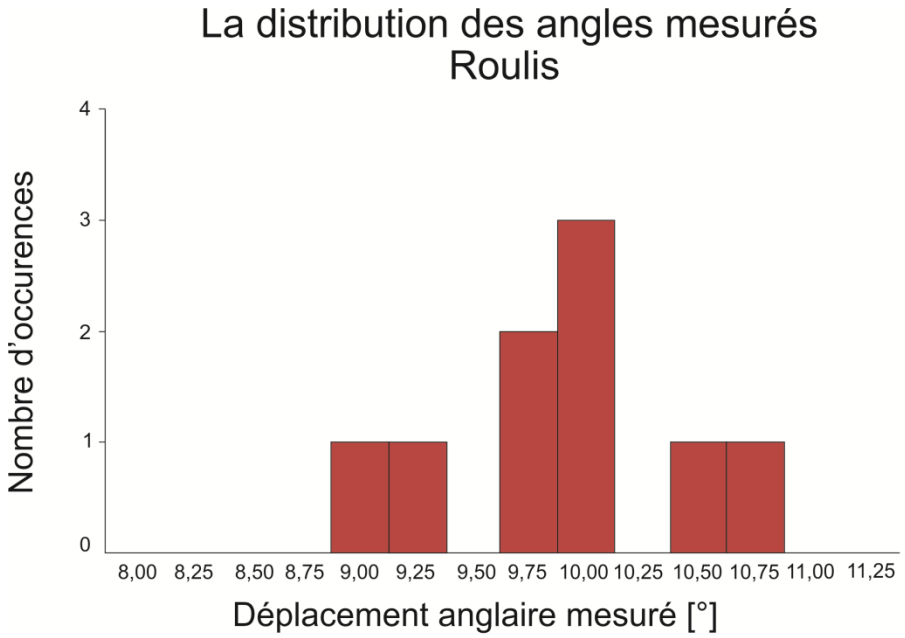


Figure 3.12 La distribution des angles mesurés (Roulis)

La précision des observations de roulis obtenue ici est de 0,55°, soit 0,05° de plus que celle de la spécification technique. 60 % des observations sont à l'intérieur de la plage 9,45° et 10,55° et 55 % des observations se retrouvent à l'intérieur de la plage 9,5° et 10,5°.

Comme avec l'expérience précédente, l'instrument n'est pas maintenu au niveau pendant la session d'observation, alors on peut supposer que la précision obtenue expérimentalement peut être un peu moindre.

3.3 Relevés au laboratoire de métrologie

Tel qu'il a été mentionné au chapitre 2, une solution de navigation calculée avec les observations du gyro-accéléromètre nécessite une initialisation. Comme uniquement des accélérations et des vitesses de rotation sont mesurées, il faut connaître la position, l'attitude de même que la vitesse et la vitesse de rotation de l'instrument au moment initial. Si lors de l'initialisation l'instrument est au repos, ce qui est fréquemment le cas, la vitesse et la vitesse de rotation sont nulles. Ainsi le tout se réduit à connaître les coordonnées 3D et les trois angles d'attitude de l'instrument.

Dans le laboratoire de métrologie au pavillon du PEPS de l'Université Laval, on y retrouve trois tables d'étalonnage en granite qui offrent un endroit idéal pour effectuer des expériences sur le gyro-accéléromètre. Elles sont montées sur un système de suspension qui les isole des vibrations et leurs dimensions sont connues avec précision. Comme les tables sont à niveau le roulis et le tangage de l'instrument placé sur une de ces tables sont 0°. Il reste ainsi à déterminer des valeurs initiales pour les coordonnées et l'azimut de l'instrument.

Pour obtenir ces paramètres initiaux, un levé topométrique a été effectué. La polygonale a débuté sur le point géodésique 2001-08 situé à l'extérieur du laboratoire de métrologie, passe par trois points intermédiaires (1, 77-35 et 3.) et se termine sur le point géodésique 77-34; ce sont la distance et l'orientation entre les piliers de contrôle qui ont servi pour valider sa fermeture. C'est à partir du point intermédiaire 3 dont les quatre coins de la table de granite ont été relevés.

.

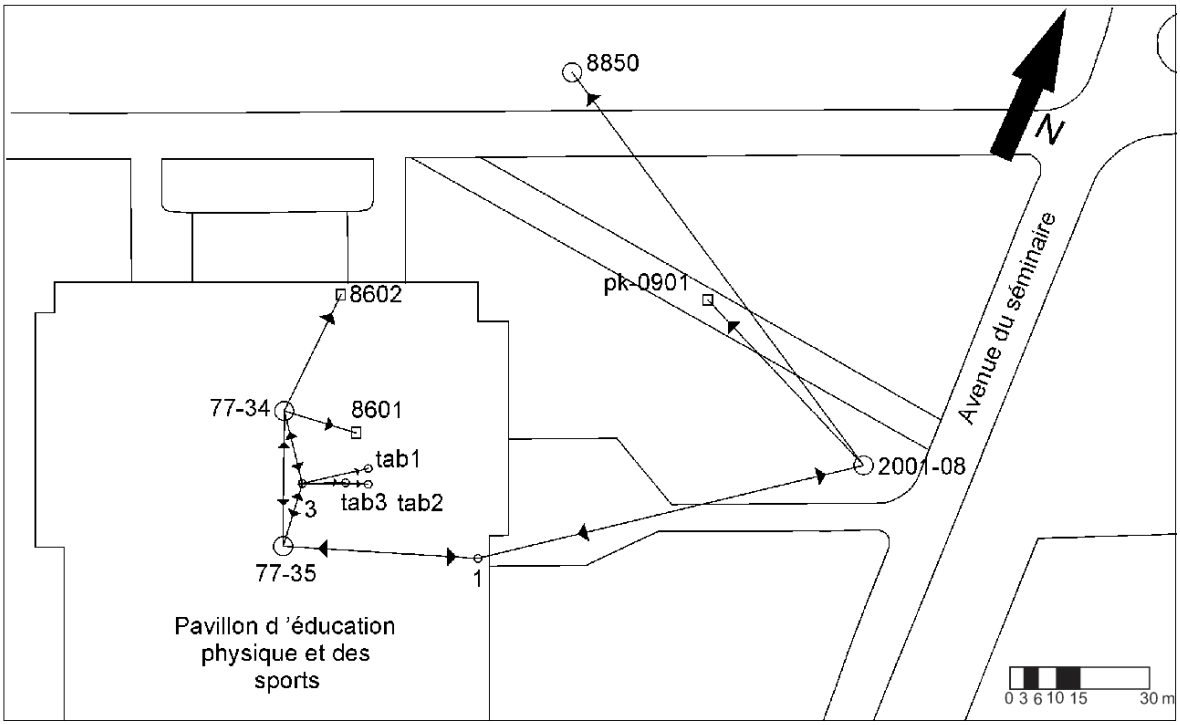


Figure 3.13 Croquis du levé topographique

À la Figure 3.14, est présenté un schéma de la table d'étalonnage. On y retrouve également l'orientation du côté reliant les coins 1 et 2. De plus, le Tableau 3.6 contient les coordonnées des 4 coins de la table d'étalonnage.

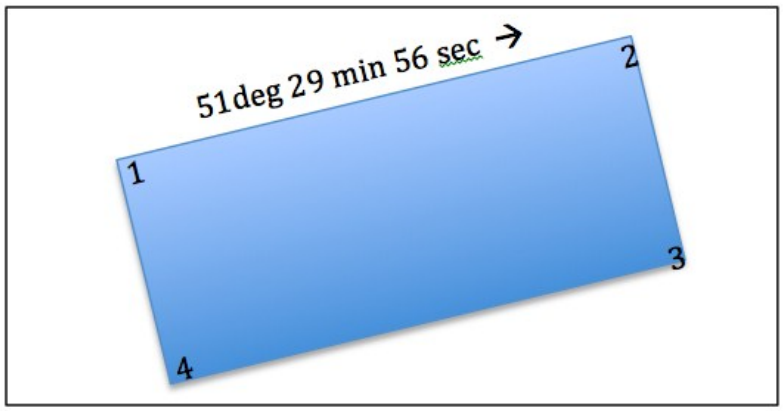


Figure 3.14 Plan de la table d'étalonnage

Tableau 3.3 Coordonnées des quatre coins de la table d'étalonnage

Coins	Coordonnées (terrestre moyen)		
	ϕ	λ	h [m]
1	46°47''6,6593'	-71°16''38,1439'	75,958
2	46°47''6,6900'	-71°16''38,0877'	
3	46°47''6,7133'	-71°16''38,1145'	
4	46°47''6,6822'	-71°16''38,1797'	

3.4 Expérimentation dans un milieu contrôlé

La section suivante présente les expériences avec des jeux de données qui ont été captés à partir du gyro-accéléromètre immobile (en mode statique) et au niveau pour des périodes d'observation de différentes durées.

3.4.1 Présentation des jeux de données utilisées

Pour obtenir les jeux de données, l'instrument a été laissé immobile sur une des tables d'étalonnage pour des périodes d'observation de différentes durées.

Il est important de noter que dans les expériences qui ont été réalisées, le taux d'échantillonnage maximum obtenu était de 57 Hz. Pour assurer le même taux d'échantillonnage dans toutes les expériences, il a été fixé à 50 Hz.

Voici quelques graphiques des mesures observées par les différents capteurs du gyro-accéléromètre.

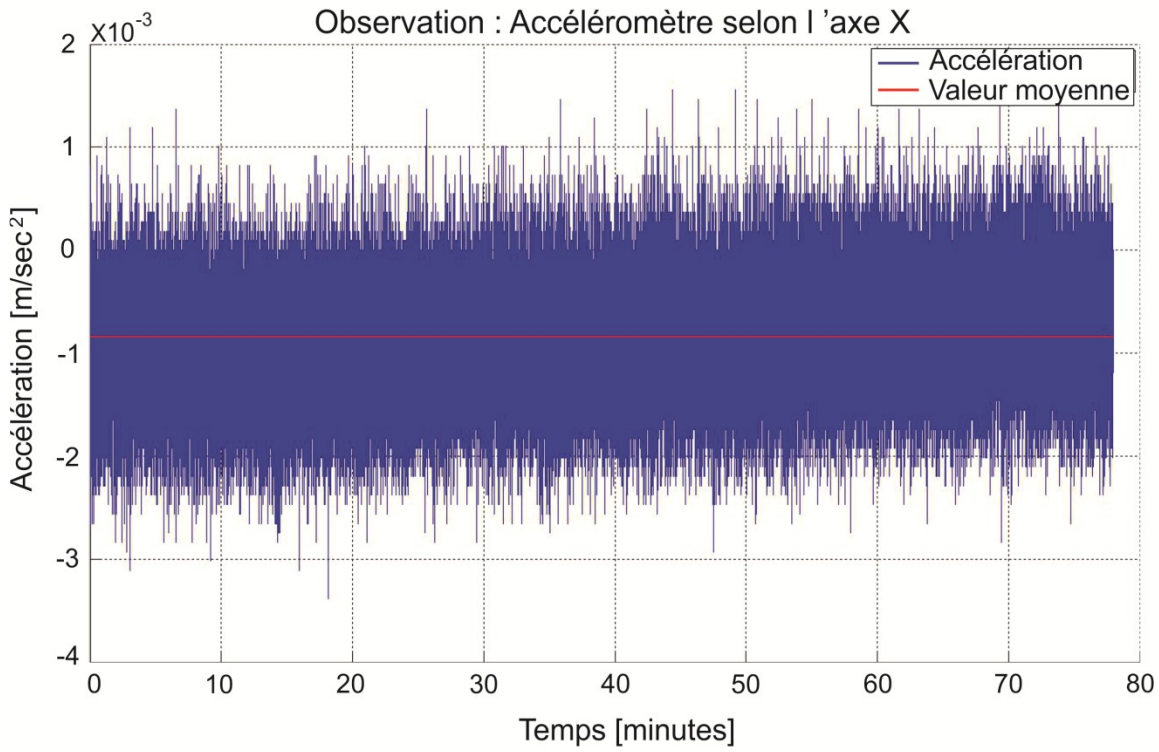


Figure 3.15 Exemple d'observation statique (accéléromètre)

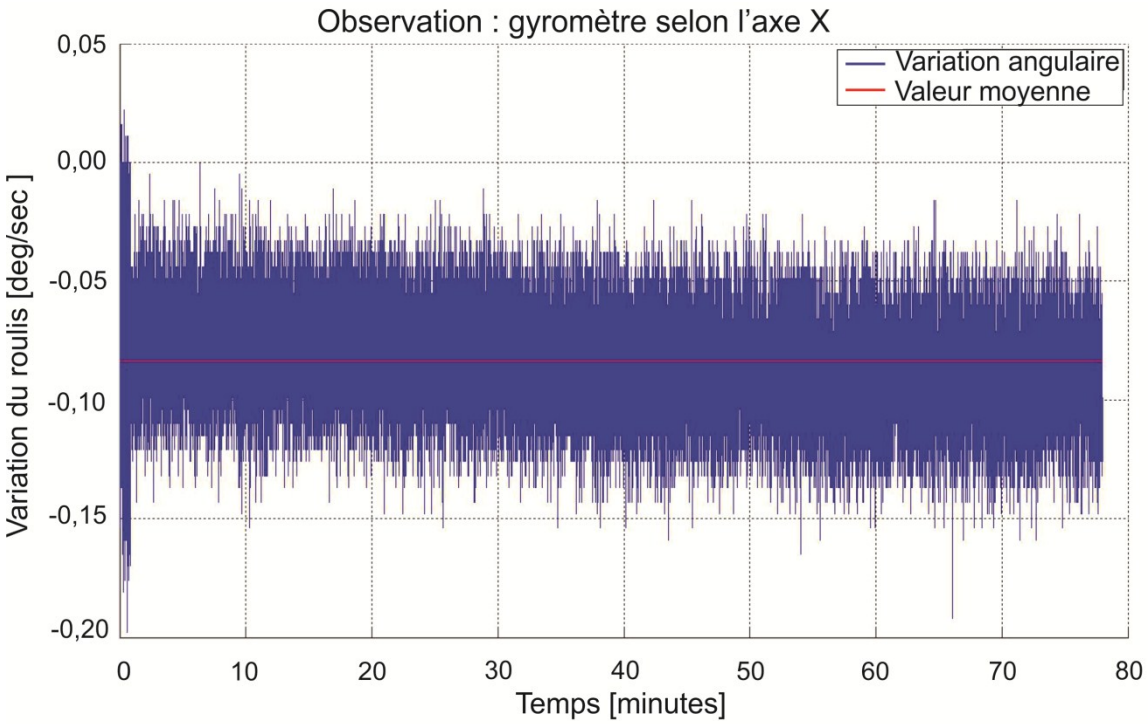


Figure 3.16 Exemple d'observation statique (gyromètre)

Les observations des accéléromètres et des gyroscopes sont bruitées. Les figures 3.15 et 3.16 montrent que même si l'instrument est immobile, les capteurs n'ont pas mesuré qu'une seule valeur, mais ils ont plutôt capté une variation de part et d'autre d'une valeur moyenne.

3.4.2 Erreur de mise sous tension

Beaucoup de capteurs inertiels possèdent un biais à la mise sous tension (*turn on bias*). C'est-à-dire que chaque fois l'instrument est mis sous tension, le biais est différent, mais il demeure constant tout le long d'une même période opérationnelle de l'instrument [Groves, 2008]. Les observations en mode statique permettent de constater que le AHRS400CC-100 est affecté par ce type de biais. En effet, la valeur moyenne des observations est différente pour les jeux de données (Tableaux 3.4 et 3.5). Étant donnée la précision des capteurs de l'instrument, ce biais affecte principalement les accéléromètres.

Tableau 3.4 L'erreur de la mise sous tension pour les gyromètres

Jeu de données	Durée [min]	Gyromètres (moyenne)					
		X $\left[10^{-3}\frac{^\circ}{sec}\right]$	σX $\left[\frac{^\circ}{sec}\right]$	Y $\left[10^{-3}\frac{^\circ}{sec}\right]$	σY $\left[\frac{^\circ}{sec}\right]$	Z $\left[10^{-3}\frac{^\circ}{sec}\right]$	σZ $\left[\frac{^\circ}{sec}\right]$
1	23,21	-4,64	0,259	-1,78	0,277	-8,96	0,276
2	77,98	0,22	0,275	-0,22	0,292	1,48	0,293
3	10,66	1,83	0,279	-0,12	0,290	-39,48	0,309
4	25,19	-0,27	0,276	-0,77	0,292	0,06	0,289
5	89,98	0,55	0,273	-0,16	0,288	-5,45	0,288
6	13,89	-1,81	0,266	-0,25	0,282	8,74	0,280
7	5,58	-0,64	0,267	-1,50	0,283	10,67	0,283

Tableau 3.5 L'erreur de la mise sous tension pour les accéléromètres

Jeu de données	Durée [min]	Accéléromètres (moyenne)					
		X $[mg]$	σX $[mg]$	Y $[mg]$	σY $[mg]$	Z $[mg]$	σZ $[mg]$
1	23,21	-1,47	0,542	-1,08	0,716	3,89	0,774
2	77,98	-0,84	0,523	-1,48	0,451	3,97	0,500
3	10,66	-0,93	0,552	-1,65	0,480	4,02	0,527
4	25,19	-0,89	0,554	-1,71	0,478	4,04	0,527
5	89,98	3,43	0,499	-2,85	0,502	4,34	0,545
6	13,89	-1,64	0,585	-1,69	0,491	4,23	0,590
7	5,58	-1,60	0,568	-1,74	0,555	4,24	0,550

3.4.3 Variance d'Allan pour l'analyse des signaux

À la section 2.2.4, la méthode d'analyse des signaux avec la variance d'Allan a été présentée. Cette méthode permet de quantifier différentes erreurs inhérentes aux capteurs inertiels. Avec les données des sessions d'observation en mode statique, deux de ces erreurs ont été quantifiées : l'instabilité du biais (*Instability Bias*) et l'erreur occasionnée par la marche aléatoire (*Random Walk*).

Rappelons qu'il est possible de quantifier la valeur de la marche aléatoire et de l'instabilité du biais à l'aide de la courbe d'une variance d'Allan. En effet, la marche aléatoire se retrouve là où le taux de variation de la courbe est -1/2 et l'instabilité du biais est là où le taux de variation est nul. [Sotak, 2009]

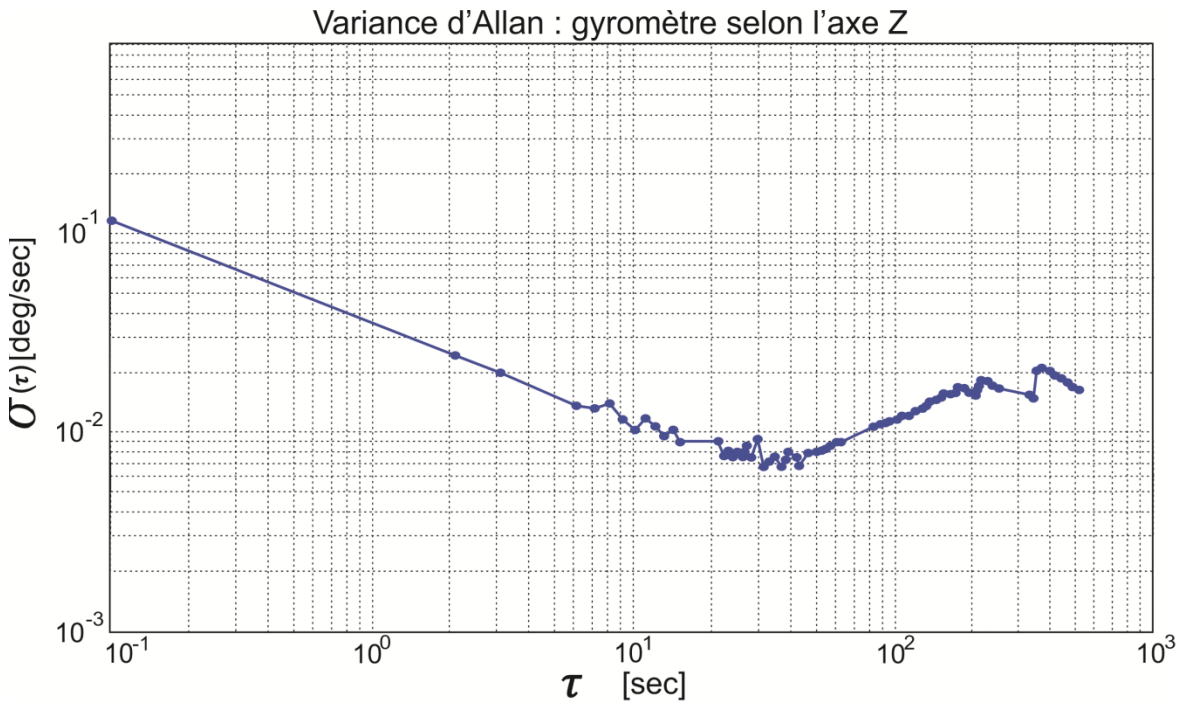


Figure 3.17 La variance d'Allan du gyromètre selon l'axe Z

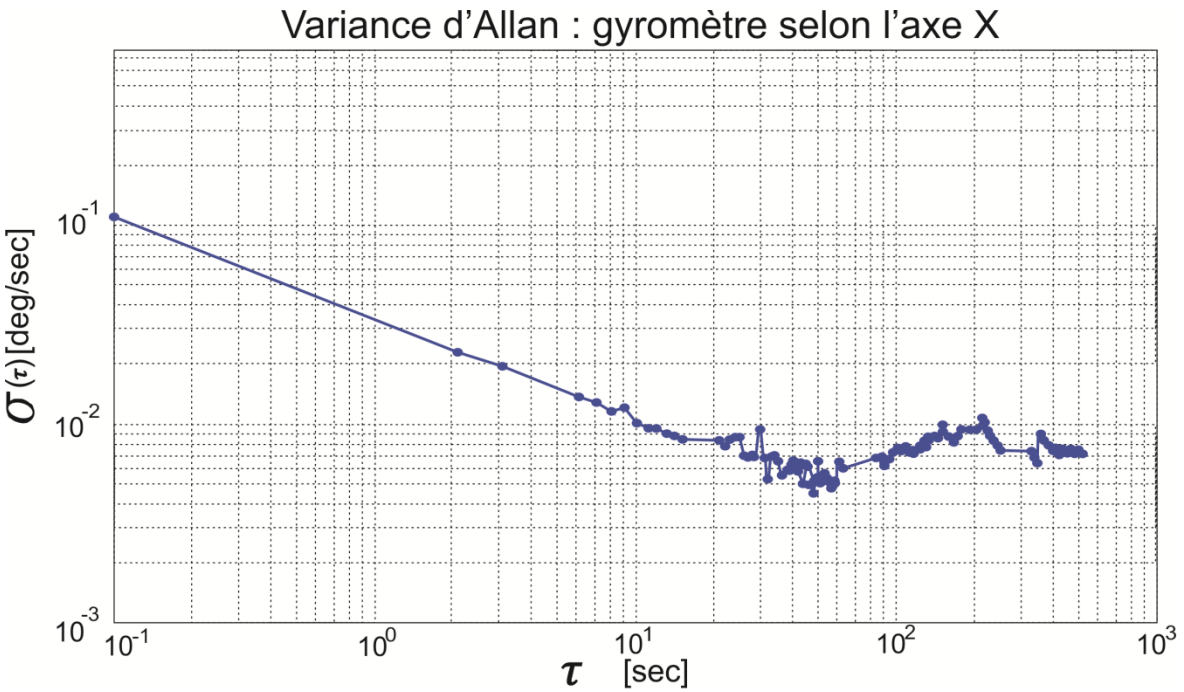


Figure 3.18 La variance d'Allan du gyromètre selon l'axe X

Les graphiques ci-dessus présentent des exemples de courbes de la variance d'Allan sur un jeu de données statique d'une durée de 17 minutes. Sur la Figure 3.17, les mesures du gyromètre de l'axe Z sont présentes et sur la Figure 3.18, ce sont les mesures du gyromètre de l'axe X. Des graphiques similaires ont été tracés pour les trois gyromètres et les trois accéléromètres, et ce pour chaque jeu de données mentionnées plus haut. Les valeurs moyennes obtenues des graphiques pour l'instabilité du biais et de l'erreur de la marche aléatoire se retrouvent dans les tableaux 3.6 et 3.7.

Tableau 3.6 Résultats issus des graphiques de la variance d'Allan pour les gyromètres

	Gyromètres			
	X	**Y**	**Z**	**Fabricant**
Marche aléatoire $[°/h^{\frac{1}{2}}]$	2,07	2,16	2,19	<2,25
Valeur $\sigma(\tau)$du graphique de la variance d'Allan [°/sec]	0,00448	0,00323	0,00319	N/A
Instabilité du biais [°/sec]	0,00670	0,00486	0,00480	0,00500

Tableau 3.7 Résultats issus des graphiques de la variance d'Allan pour les accéléromètres

	Accéléromètres			
	X	**Y**	**Z**	**Fabricant**
Marche aléatoire $[m/sec/h^{1/2}]$	0,1	0,1	0,1	<0,1
Valeur $\sigma(\tau)$**du graphique de la variance d'Allan [mg]**	1,294	1,082	1,527	S.O.
Instabilité du biais [mg]	0,860	0,719	1,014	0,850

Dans la fiche de spécifications techniques fournies par le fabricant, il est indiqué que la marche aléatoire des gyromètres est inférieure à 2,25 °/h$^{1/2}$ et inférieure à 0,1 m/sec/h$^{1/2}$ pour les accéléromètres. Les valeurs obtenues à l'aide de la variance d'Allan concordent avec cette spécification.

Portons notre attention à la portion de l'instabilité du biais dans le Tableau 3.6 et le Tableau 3.7. Il est possible d'obtenir la valeur de $\boldsymbol{\sigma(\tau)}$ à l'endroit où le taux de variation de la courbe de la variance d'Allan est nul. Il faut multiplier à cette valeur le facteur $\sqrt{\frac{2\ln 2}{\pi}}$ pour obtenir l'instabilité du biais (section 2.2.4).

L'instabilité du biais peut être approximée à 10 % du biais. D'après la fiche technique, le biais est inférieur à 0,005 °/sec pour les gyromètres et inférieur à 8,5 mg pour les accéléromètres. Donc, les instabilités des biais devraient être de l'ordre de 0,005 °/sec et de 0,85 mg respectivement. Les valeurs obtenues concordent en général avec celles du fabricant.

3.4.4 La solution de navigation

Dans la section suivante, les résultats d'expériences du calcul d'une solution de navigation en mode statique sont présentés. Ces expériences ont été menées dans un environnement contrôlé, c'est-à-dire que l'instrument est laissé immobile sur une table de granite pendant des périodes de différentes durées. Cependant, les graphiques dans la section suivante présentent des extraits de ces séances d'observation d'une durée d'une minute.

Le calcul de la solution de navigation a été fait à l'aide d'un logiciel développé dans MATLAB par l'auteur de ce mémoire. Ce logiciel simule le calcul de la solution de navigation en temps réel. Époque par époque, le logiciel extrait les observations de l'instrument, puis applique les équations de navigation détaillées à la

section 2.2.2 pour calculer et ensuite enregistrer l'heure de l'observation, la position et la vitesse de déplacement en coordonnées géocentriques terrestres moyen, la position en coordonnées géographiques ainsi que les valeurs d'attitude.

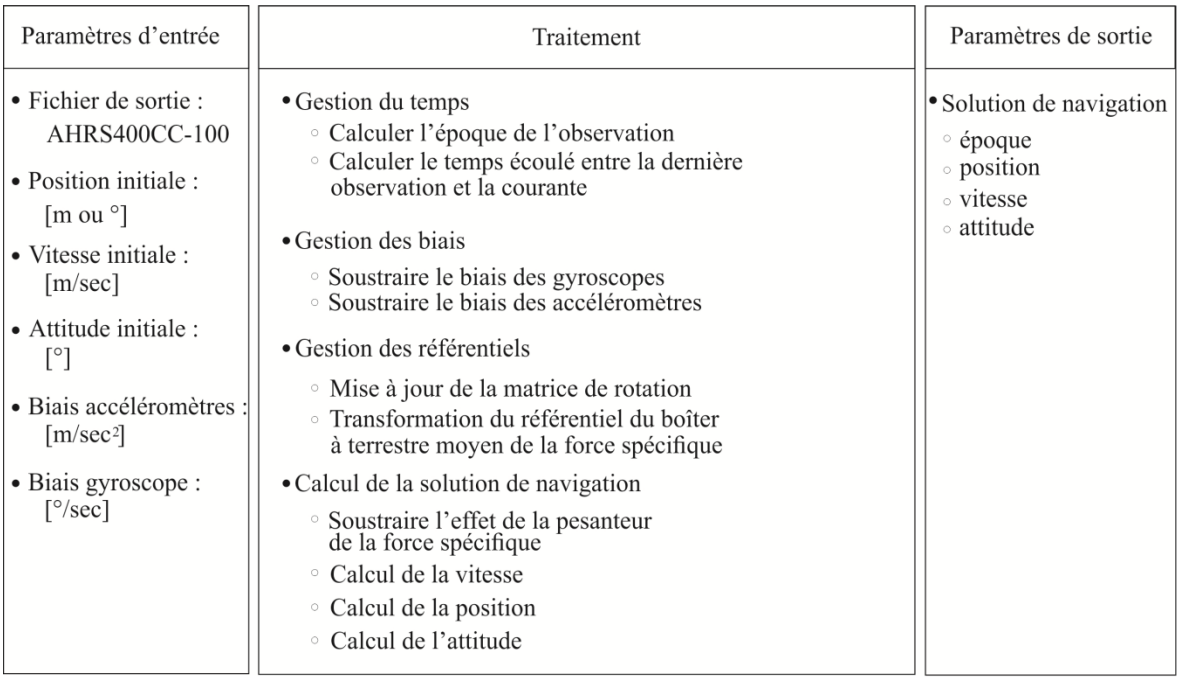

Paramètres d'entrée
• Fichier de sortie : AHRS400CC-100
• Position initiale : [m ou °]
• Vitesse initiale : [m/sec]
• Attitude initiale : [°]
• Biais accéléromètres : [m/sec²]
• Biais gyroscope : [°/sec]
Traitement
• Gestion du temps
◦ Calculer l'époque de l'observation
◦ Calculer le temps écoulé entre la dernière observation et la courante
• Gestion des biais
◦ Soustraire le biais des gyroscopes
◦ Soustraire le biais des accéléromètres
• Gestion des référentiels
◦ Mise à jour de la matrice de rotation
◦ Transformation du référentiel du boîter à terrestre moyen de la force spécifique
• Calcul de la solution de navigation
◦ Soustraire l'effet de la pesanteur de la force spécifique
◦ Calcul de la vitesse
◦ Calcul de la position
◦ Calcul de l'attitude
Paramètres de sortie
• Solution de navigation
◦ époque
◦ position
◦ vitesse
◦ attitude

Figure 3.19 Logiciel de solution de navigation inertielle

Une fois la solution de navigation calculée, il est possible de la tracer sous forme de graphiques. Les coordonnées *tm* (terrestre moyen) et géographiques sont difficiles à interpréter. Pour faciliter la lecture des résultats, les déplacements ont donc été convertis dans un système de coordonnées locales (section 2.2.1) où le point de départ de l'instrument est l'origine (0,0). Deux graphiques seront utilisés pour représenter une même solution de navigation :

- un premier contient le déplacement planimétrique où l'axe des abscisses représente les déplacements selon la direction EST et l'axe des ordonnées représente les déplacements selon la direction NORD;
- un deuxième contient le déplacement vertical.

Observations brutes

La première solution de navigation est un extrait d'une minute d'un jeu de données où le gyro-accéléromètre était placé sur une table de granite pendant 15 minutes. Cette séance d'observation était précédée d'une période d'initialisation d'environ cinq minutes.

Les paramètres initiaux étaient tels que rapportés au Tableau 3.8.

Tableau 3.8 Paramètres initiaux pour la solution de navigation

Axe	Position Terrestre Moyen [m]	Vitesse [m/sec]	Attitude et azimut [°]	Biais	
				Accéléromètres [m/sec^2]	Gyroscopes [°/sec]
X	1404376,311	0	0	0	0
Y	-4143633,644	0	0	0	0
Z	4625481,267	0	-109,6785	0	0

Pour ce jeu de données, ce sont les observations brutes qui ont été passées en paramètres d'entrée, c'est-à-dire qu'aucun biais n'a été soustrait aux observations.

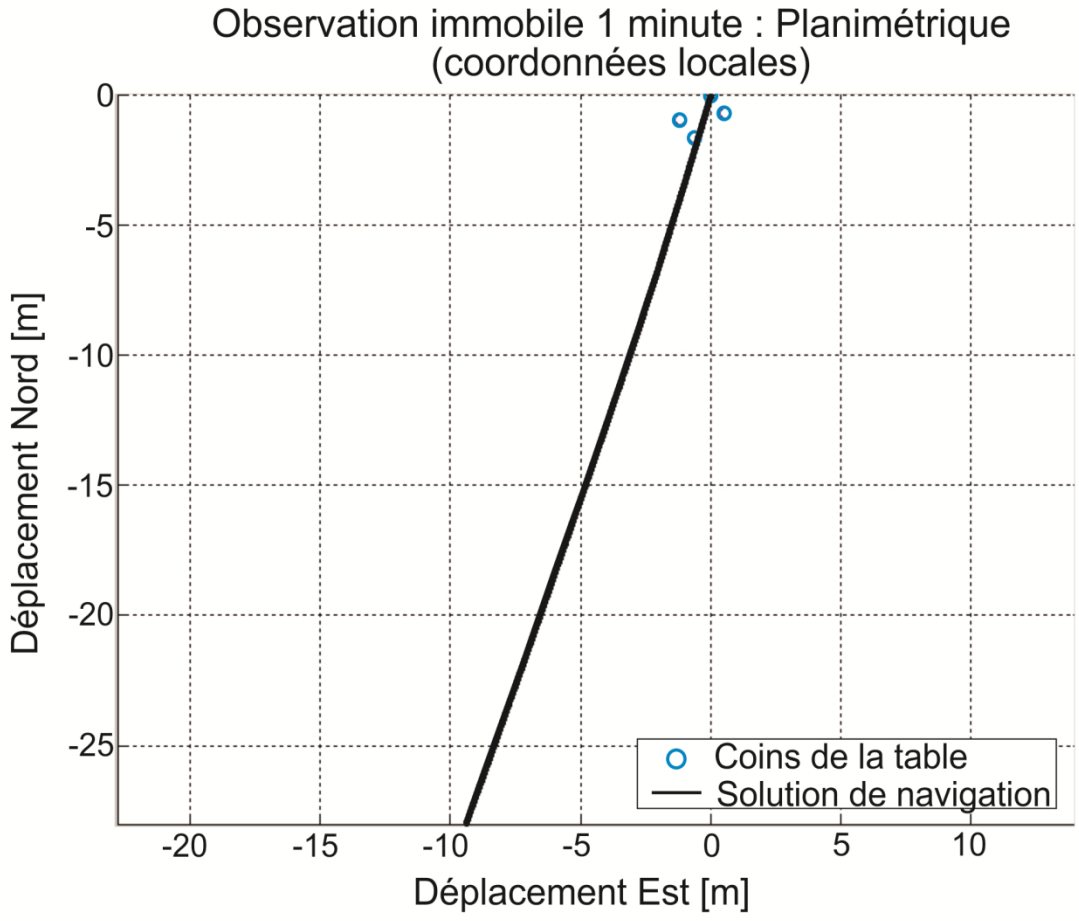


Figure 3.20 Observation immobile 1 minute : Planimétrique (coordonnées locales)

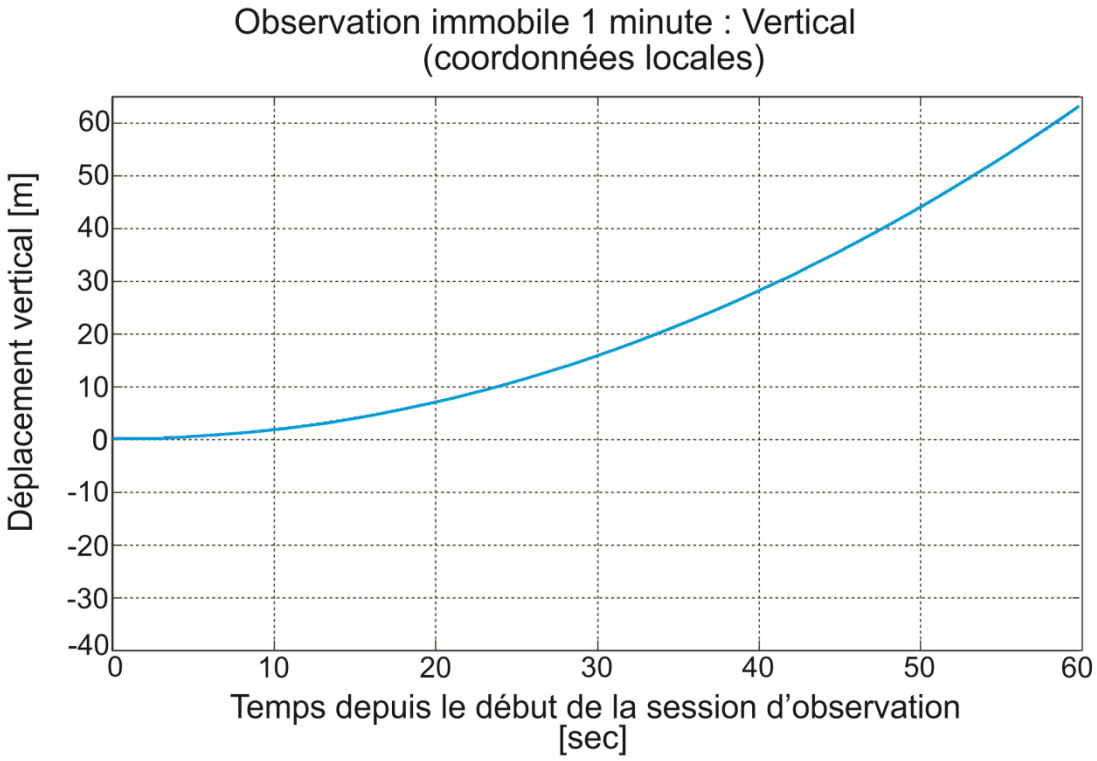


Figure 3.21 Observation immobile 1 minute : Composante Verticale (coordonnées locales)

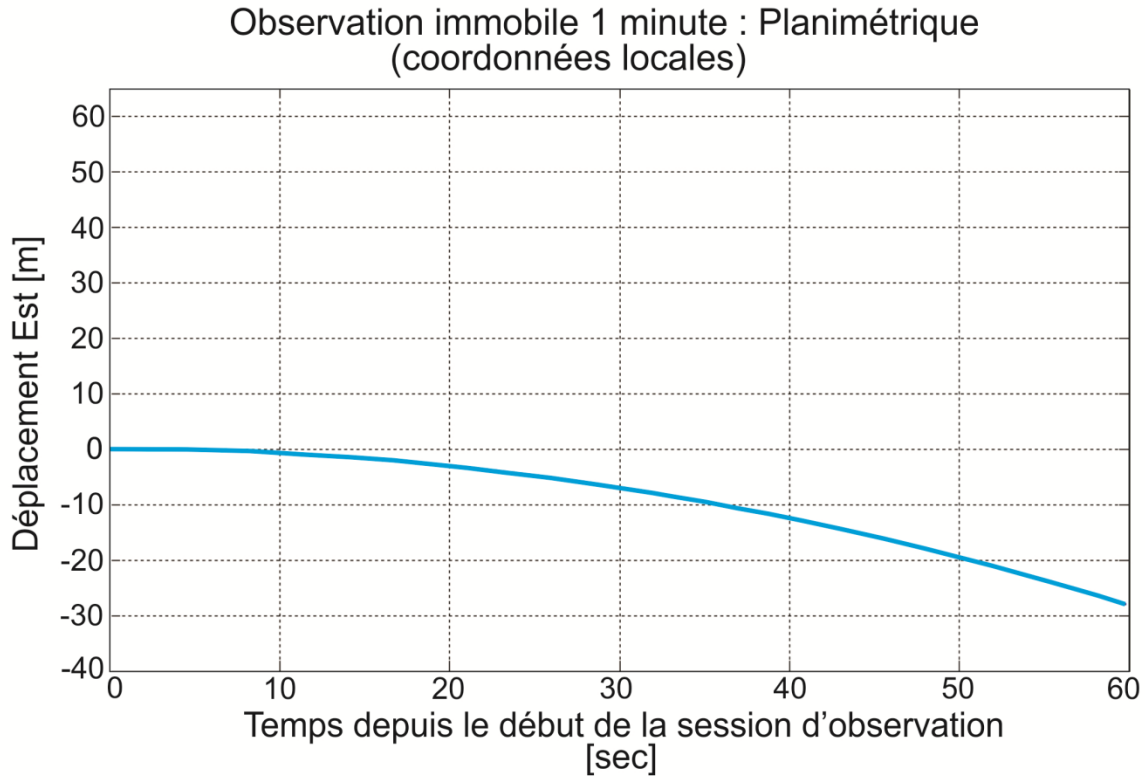


Figure 3.22 Observation immobile 1 minute : Composante Est (coordonnées locales)

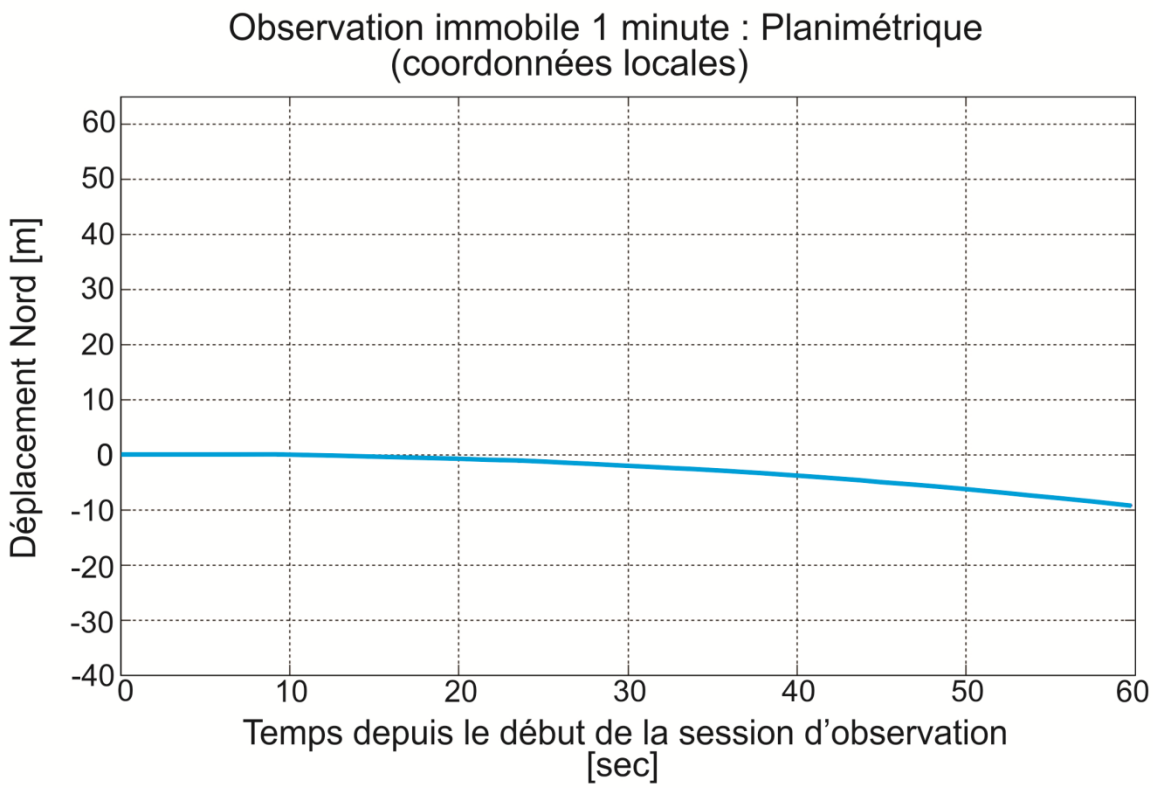


Figure 3.23 Observation immobile 1 minute : Composante Nord (coordonnées locales)

Sur la Figure 3.20, la ligne noire représente la composante planimétrique de la solution de navigation calculée. Évidemment, l'instrument n'a pas réellement subi ce déplacement; il était immobile. Ce sont les biais des capteurs qui occasionnent l'erreur dans la solution de navigation. Les figures 3.21 à 3.23 décomposent l'erreur selon les axes Nord, Est et l'axe vertical. Après une minute d'observation, il y a une erreur dans la position de -9 m selon l'axe Nord, -27 m selon l'axe Est et 60 m selon la verticale. Le vecteur d'erreur sur la position après une minute d'observation autonome est de 66 m.

L'exemple ci-dessus est présenté pour démontrer l'importance de minimiser l'effet des biais des capteurs d'un gyro-accéléromètre avant de calculer la solution de navigation.

Observations corrigées du biais moyen

Dans l'exemple suivant, le même jeu de données est utilisé, mais cette fois-ci, les biais moyens de chaque capteur ont été obtenus à partir d'un jeu de données d'une session d'observation statique d'une durée de 15 minutes qui précédait le jeu de données traité et ces valeurs sont ensuite soustraites des observations brutes.

Pour cette séance d'observation, les biais moyens des capteurs sont présentés au Tableau 3.9:

Tableau 3.9 Biais moyens soustraits pour les accéléromètres et les gyromètres

Axe	Biais moyen	
	Accéléromètres [g]	Gyromètres [°/sec]
X	-0,000955	0,000928
Y	-0,001594	-0,077911
Z	0,003995	-0,074185

En soustrayant le biais moyen des observations de chaque capteur, il est possible d'obtenir une meilleure solution de navigation. En effet, les figures suivantes montrent la nouvelle solution de navigation.

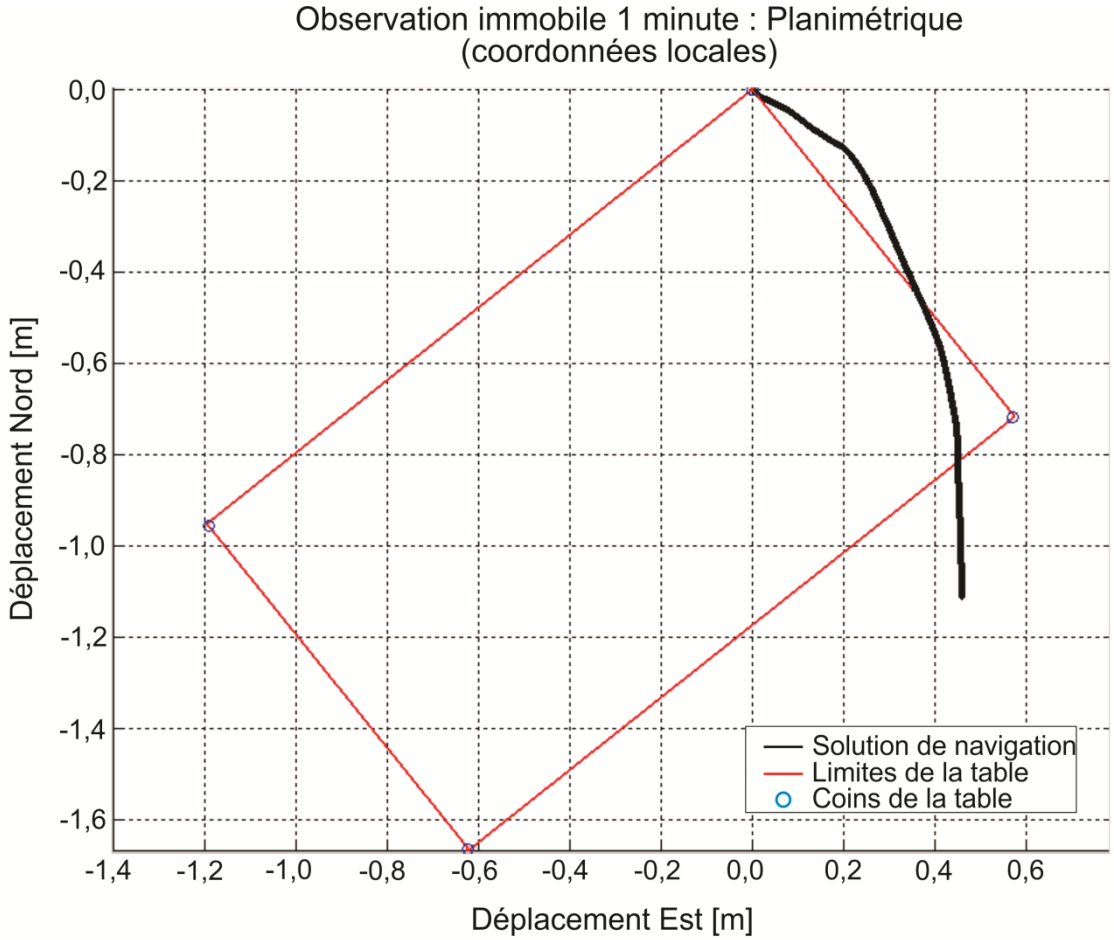


Figure 3.24 Observation immobile 1 minute : Corrigées pour les biais moyens, Planimétrique (coordonnées locales)

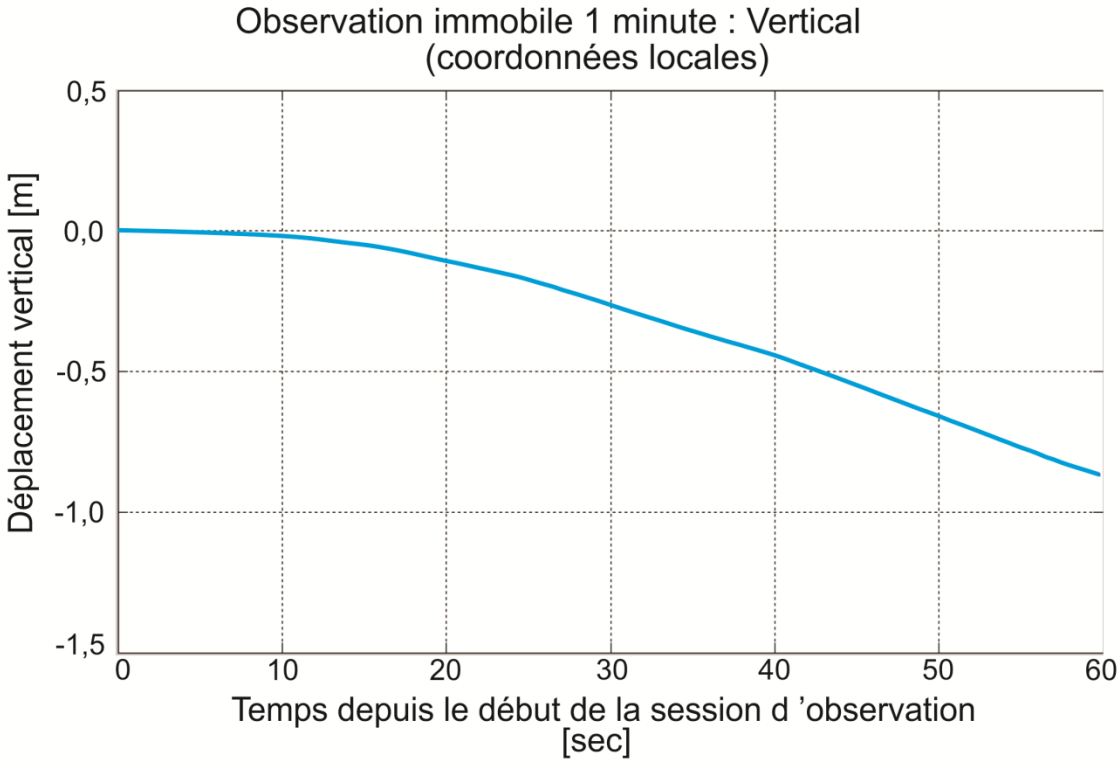


Figure 3.25 Observation immobile 1 minute : Corrigées pour les biais moyens, Composante Verticale (coordonnées locales)

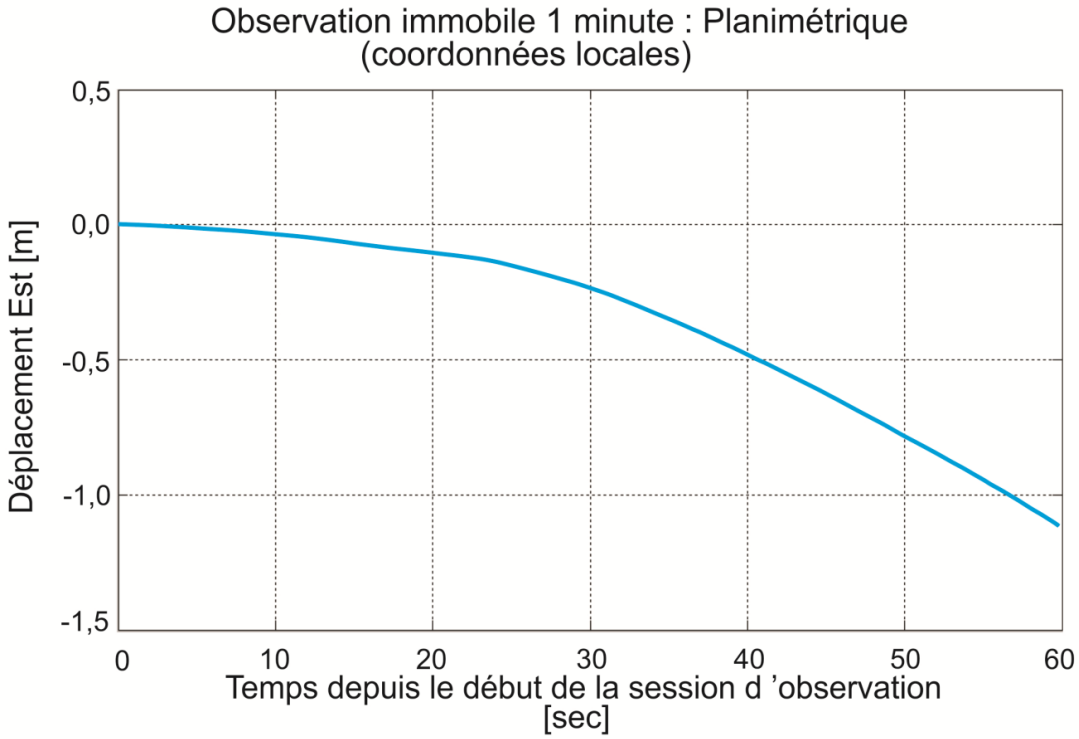


Figure 3.26 Observation immobile 1 minute : Corrigées pour les biais moyens, Composante Est (coordonnées locales)

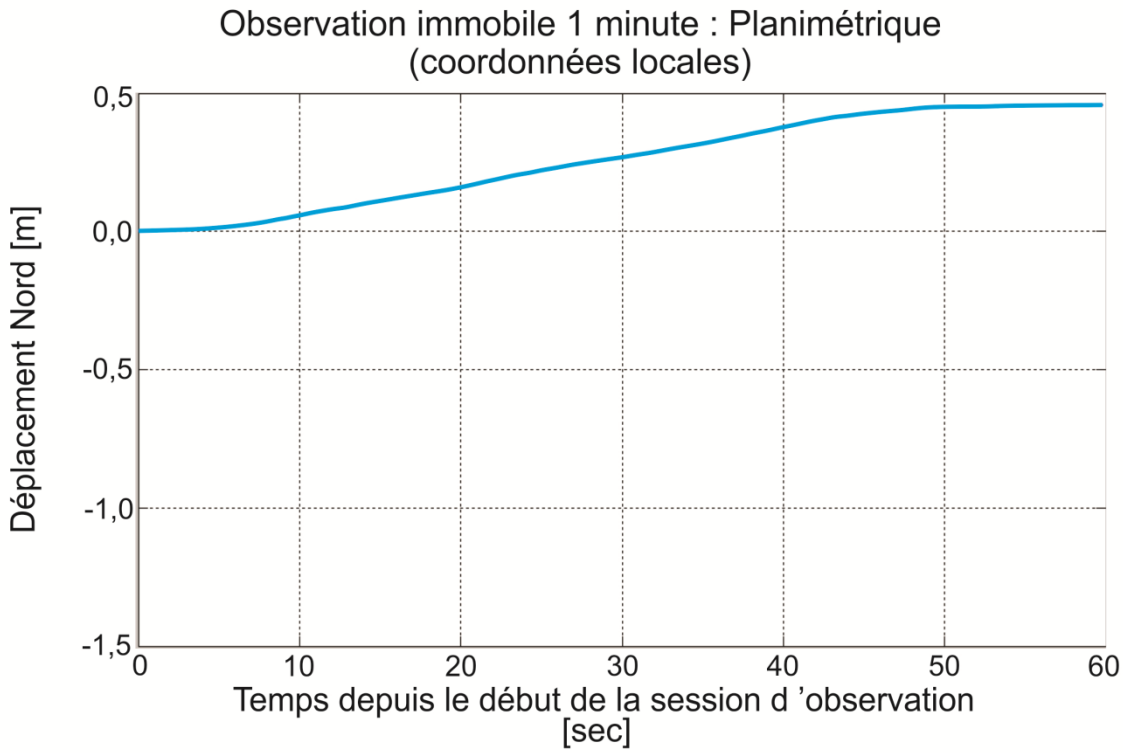


Figure 3.27 Observation immobile 1 minute : Corrigées pour les biais moyens, Composante Nord (coordonnées locales)

Sur la Figure 3.24, la ligne rouge représente les limites de la table et la ligne noire est la solution de navigation. Le résultat est ainsi de meilleure qualité. Après une minute suivant l'initialisation, il y a une erreur dans la position de 0,45 m selon l'axe Nord, -1,10 m selon l'axe Est et 0,85 m selon la verticale. Le vecteur d'erreur sur la position après une minute d'observation autonome est de 1,65 m.

La soustraction des biais moyens a permis d'obtenir une solution de navigation de bien meilleure qualité. Précédemment, après une minute d'observation, l'erreur de position dépassait 100 m. Maintenant, en soustrayant le biais moyen à chaque capteur, l'erreur de position est de moins de deux mètres. Ainsi, il est important d'estimer la valeur des biais qui entachent chaque capteur.

On cherche à obtenir une solution de navigation assez précise pour détecter un saut de cycle soit ¼ de L1 (~5 cm). Ainsi, la Figure 3.28 montre l'évolution de la norme du vecteur d'erreur de position dans le temps.

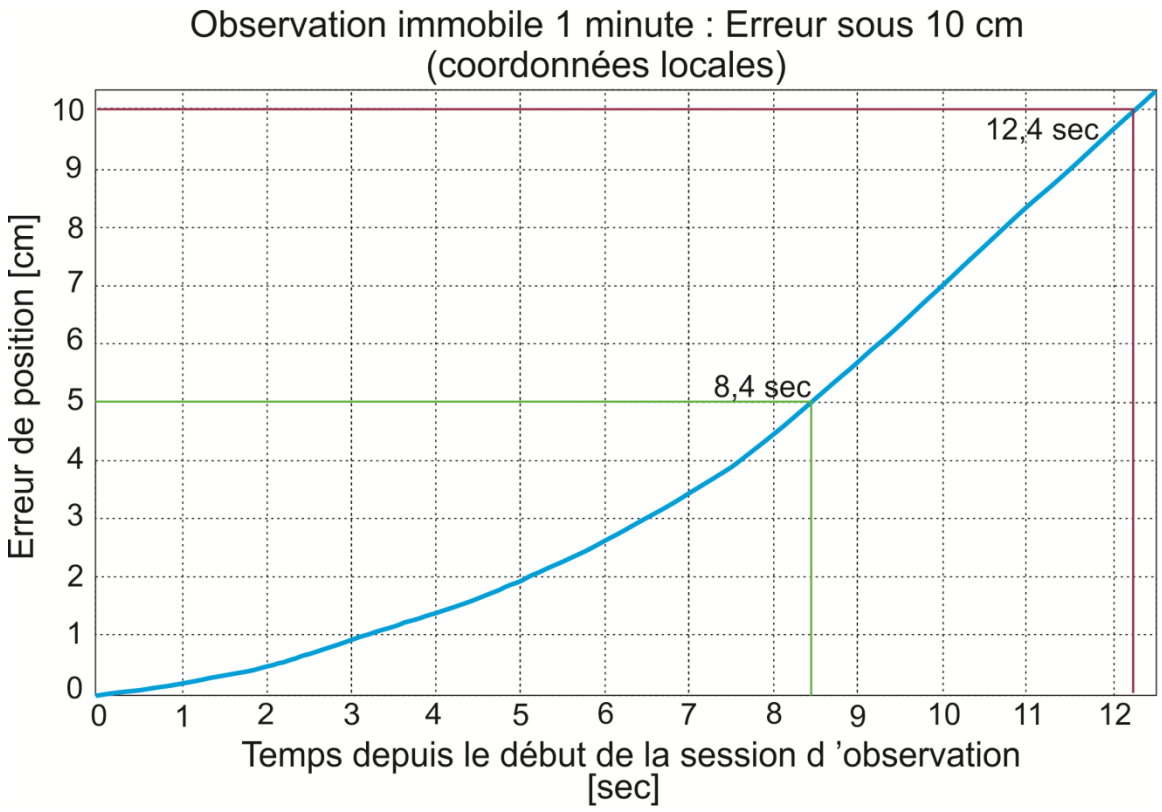


Figure 3.28 Vecteur d'erreur en fonction du temps depuis le début de la session d'observation

Sur la Figure 3.22, les intervalles de temps pour obtenir un vecteur d'erreur de 0,05 m (¼ λ de L1) et de 0,10 m (½ λ de L1) sont mis en évidence. Après environ 8 secondes d'observation, l'erreur de position est de 0,05 m et après 12 secondes d'observation, l'erreur est de 0,10 m.

3.5 Évaluation de la sensibilité de la solution de navigation aux valeurs initiales

La section suivante tente de présenter la sensibilité de la solution de navigation aux valeurs initiales (la pesanteur, l'azimut, la vitesse et la position initiale) afin de déterminer la précision à laquelle ces paramètres doivent être connus.

3.5.1 La pesanteur

Il est important de retrancher la valeur de la pesanteur de la force spécifique mesurée par les accéléromètres du gyro-accéléromètre. Si la valeur de la pesanteur n'est pas connue avec suffisamment de précision, l'accélération occasionnée par le déplacement du gyro-accéléromètre sera entachée d'une erreur qui aura une répercussion sur la solution de navigation. Il est possible de prédire l'impact d'une telle erreur avec l'équation :

$$dh = \frac{1}{2}\,\Delta g \times \Delta t^2 \qquad (3.1)$$

où

dh : erreur dans la composante verticale [m];

Δg : erreur dans la valeur de la pesanteur [m/sec^2];

Δt : temps [sec].

Au laboratoire de métrologie, la différence entre la valeur de la pesanteur calculer à partir du modèle de Somigliana 1929 (Annexe B) et la valeur vraie est de l'ordre de 0,0006 m/sec^2. Selon l'équation 3.1, après 10 secondes d'observation, l'erreur est de 3 cm, et après une minute d'observation elle est de 1 m. Il est important de noter que dans les expériences faites, la précision de la valeur de la pesanteur est 10^{-4} m/sec^2 occasionnant une erreur de quelques millimètres après 10 secondes.

3.5.2 Azimut

Une erreur d'azimut initial occasionne un changement de direction de la solution de navigation. En effet, en faisant varier la valeur de l'orientation initiale, la solution de navigation subit une rotation, mais la longueur du trajet demeure la même. De plus, elle n'a aucune influence sur la composante verticale.

Sur un jeu de données en mode statique, une erreur de 2° dans l'azimut initial n'affecte la solution de navigation que de quelques millimètres, et ce même après une séance d'observation d'une minute.

3.5.3 Vitesse

L'impact de la vitesse sur la position est déterminé à partir de l'équation suivante :

$$\Delta \mathrm{x} = \mathrm{v}\,\Delta \mathrm{t} \qquad (3.\,2)$$

Où

$\Delta \mathrm{x}$: différence de position [m];

V : vitesse [m/sec];

$\Delta \mathrm{t}$: différence de temps [sec].

À partir de ce modèle mathématique, une erreur de vitesse de 0,005 m/sec occasionne une erreur 5 cm après une période d'observation de 10 secondes. Alors, il est important de connaître la vitesse initiale avec précision.

Une méthode pour assurer ce niveau de précision est de demeurer immobile lors de l'initialisation de l'instrument; de cette façon, la vitesse est nulle. De plus, plusieurs auteurs proposent d'avoir recourt à des *zero velocity update* (mise à jour à vitesse nulle) pour recalibrer le calcul de solution de navigation [ZVUPT, 2013; Grewal *et al*., 2007; Groves, 2008], bien que ce ne soit pas toujours possible.

3.5.4 Position

En introduisant une erreur de position initiale dans la solution de navigation, il n'y a qu'une translation de la magnitude de l'erreur introduite. Selon l'ampleur de cette erreur, il peut y avoir des répercussions sur la valeur de la pesanteur déterminée à partir du modèle. En effet, ce modèle mathématique dépend de la latitude du lieu et le la hauteur. En se référant au modèle, une erreur de 5 mètres n'occasionne qu'une différence de 4×10^{-8} m/sec^2 à la valeur de la gravité et une erreur de 1 mètre occasionne une erreur de 10^{-6} m/sec^2.

3.5.5 Recommandations

Le Tableau 3.10 présente des recommandations de la précision de la pesanteur et de la vitesse pour assurer une erreur de 0,05 m pour différentes périodes d'observation.

Tableau 3.10 Précisions recommandées des paramètres initiaux selon la durée de la période d'observation

Durée de l'observation [sec]	Précision de la pesanteur [m/sec^2]	Précision de la vitesse [m/sec]
5	$4{,}00 \times 10^{-3}$	0,010
10	$1{,}00 \times 10^{-3}$	0,005
20	$2{,}50 \times 10^{-4}$	0,003
30	$1{,}11 \times 10^{-4}$	0,002
60	$2{,}78 \times 10^{-4}$	0,001

3.6 Expérimentation à l'extérieur dans un environnement non contrôlé

Les expériences ci-dessus discutées jusqu'à présent ont toutes été réalisées dans le laboratoire de métrologie de l'Université Laval. Les infrastructures de ce laboratoire permettent d'avoir un milieu contrôlé, c'est-à-dire :

- les paramètres initiaux de l'instrument étaient connus avec précision;
- l'instrument était à l'abri de vibrations;
- l'instrument était à l'abri des conditions climatiques externes.

Cependant, cet environnement n'est pas représentatif de l'utilisation réelle de l'instrument. En effet, ce type d'instrument sera utilisé sur le terrain et sera affecté par des forces extérieures telles que le vent et les vibrations qui affectent les observations des capteurs qui peuvent introduire de fausses accélérations. La section suivante présente l'utilisation du gyro-accéléromètre en mode statique à l'extérieur.

Pour effectuer les observations à l'extérieur, le gyro-accéléromètre et le système GPS sont montés sur un support mobile qui assure, d'une part, le maintien de l'excentrement 3D entre les deux instruments, et d'autre

part, la visibilité des satellites GPS. Une description complète du support mobile est présentée à la section 4.3.1.

Pour cette expérience, le gyro-accéléromètre est placé sur un jalon de 2 m (Figure 4.18). Lorsque le vent souffle, il fait vibrer le jalon, et par conséquent le gyro-accéléromètre. À la Figure 3.29, l'effet du vent est visible à trois endroits, là où l'amplitude est oscillations est plus importante.

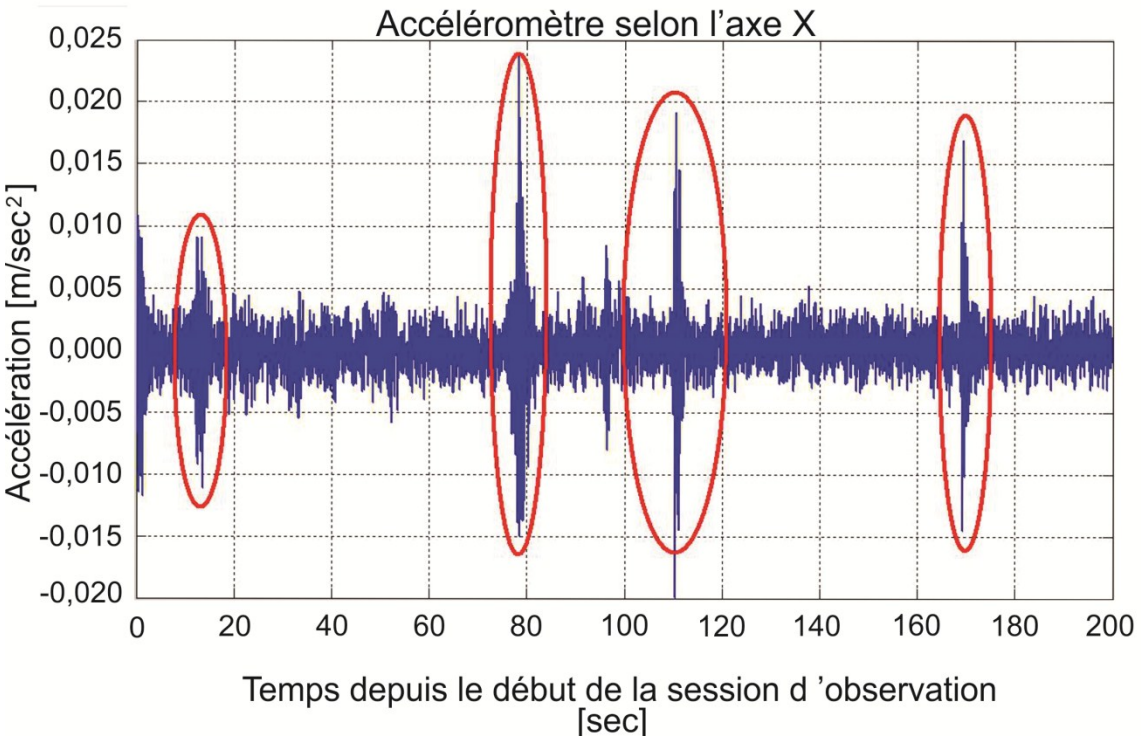


Figure 3.29 Présence du vent dans les observations de l'accéléromètre

Le jeu de données qui est présenté dans cette section a été capté le 21/07/2011. L'instrument est monté sur le support mobile. La période d'observation est de 5 minutes et est précédée d'une période d'initialisation de 5 minutes. La position initiale a été obtenue à partir d'observations GPS et l'orientation initiale du gyro-accéléromètre a été obtenue à partir de deux points dont les coordonnées ont été observées par GPS. La température ambiante est de 23 °C et la vitesse du vent est de 19 km/h.

Tableau 3.11 Les biais moyens des capteurs dans un environnement non contrôlé

Les biais moyens des capteurs dans un environnement non contrôlé				
Axes	**Accéléromètres**		**Gyromètres**	
	Biais [g]	**σ [g]**	**Biais [g]**	**σ [g]**
X	0,00024	0,00196	-0,003	0,279
Y	0,00052	0,00121	0,004	0,290
Z	0,00398	0,00065	-0,015	0,309

Le Tableau 3.11 présente les calibrages utilisés pour calculer la solution de navigation à partir de ce jeu de données. Le résultat suivant a été obtenu en soustrayant le biais moyen du jeu de données.

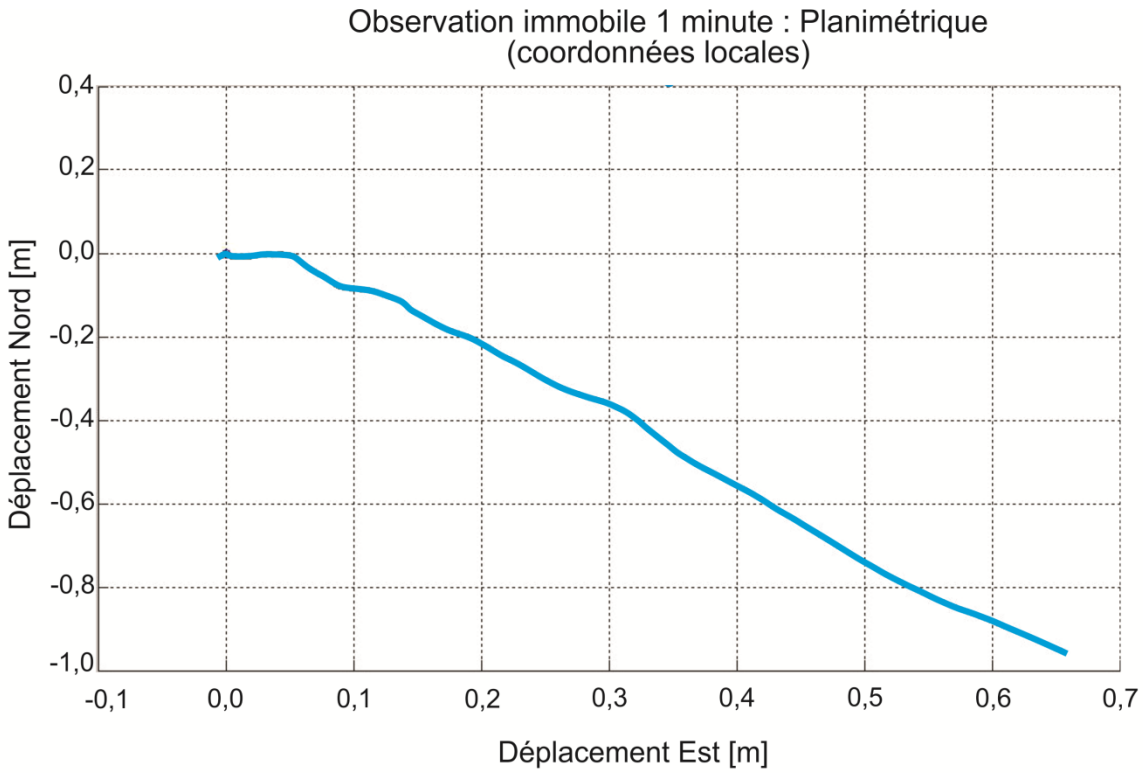


Figure 3.30 Observation immobile 1 minute : Planimétrique (coordonnées locales)

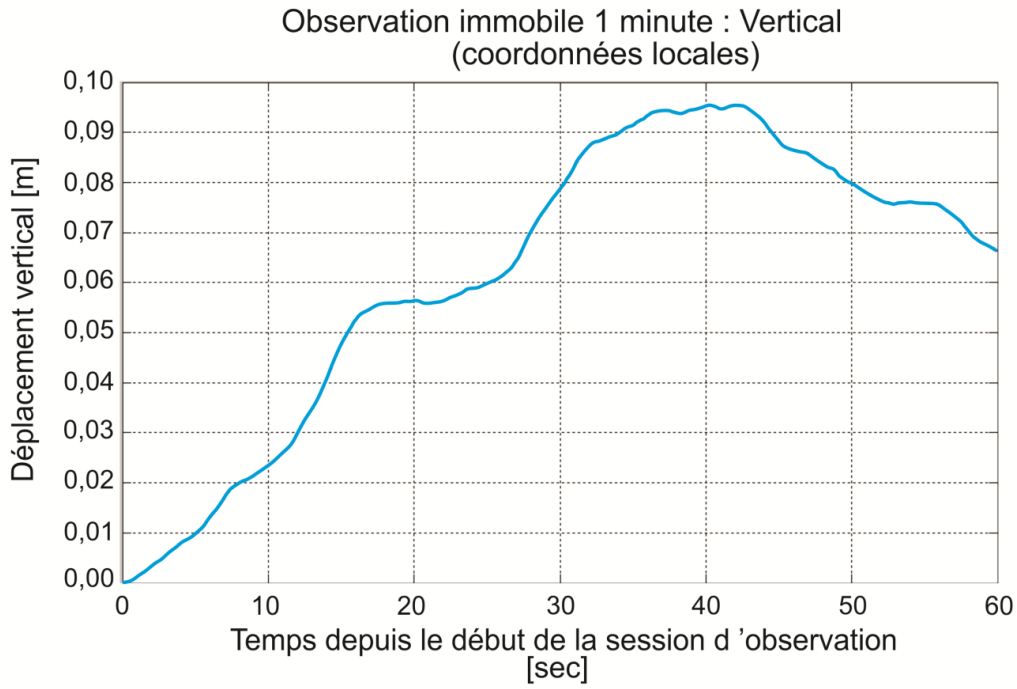


Figure 3.31 Observation immobile 1 minute : Composante Verticale (coordonnées locales)

Les figures 3.30 et 3.31 présentent la solution de navigation calculée. Après une minute, l'erreur de position est :

- l'axe Nord : 0,98 m;
- l'axe Est : 0,67 m;
- la verticale : 0,13 m.

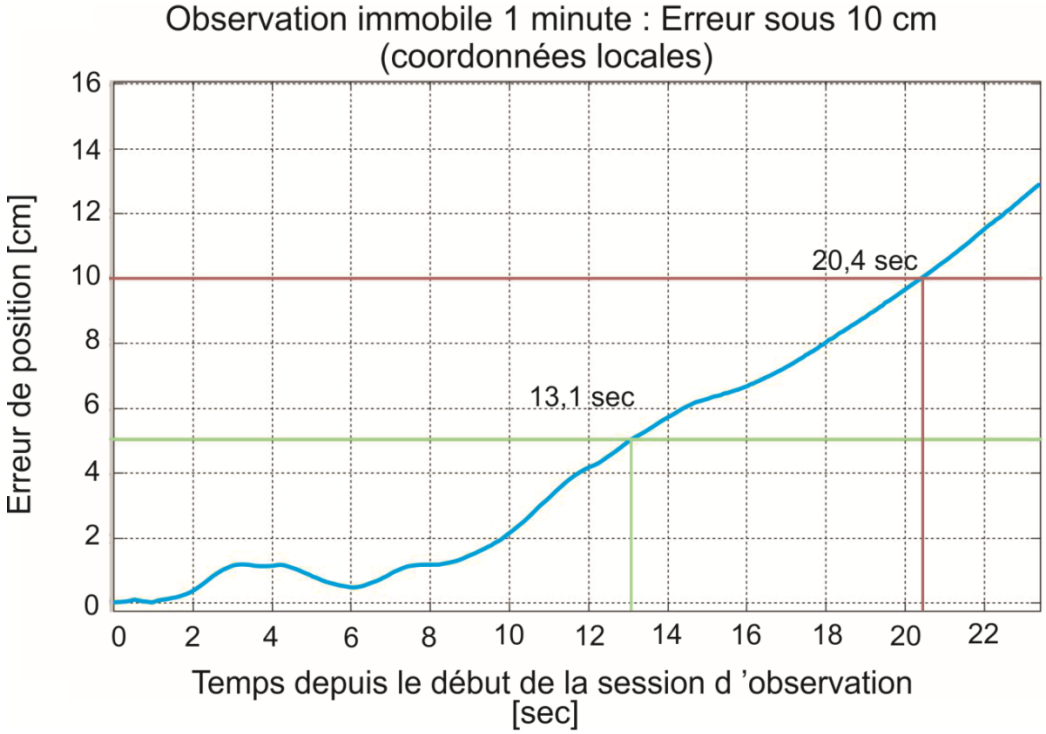


Figure 3.32 Vecteur d'erreur en fonction du temps depuis le début de la session d'observation

L'instrument a été en marche autonome pendant environ 13 secondes avant que l'erreur de position soit de 0,05 m et de 20 secondes avant qu'elle atteigne 0,10 m.

Ces résultats sont comparables à ceux qui ont été obtenus lors des expériences en mode statique dans un environnement contrôlé.

3.7 L'apport du gyro-accéléromètre pour la détection et la correction de sauts de cycle

Au cours des expériences présentées précédemment, c'est la qualité de la solution de navigation est à l'étude. Il est possible d'obtenir, en mode statique, une précision meilleure que 0,05 m est maintenue jusqu'à 12 secondes et meilleure que 0,10 m jusqu'à 20 secondes. La section suivante portera sur la précision du positionnement en fonction de la capacité de détecter des sauts de cycle.

S'il y a une différence d'un quart de longueur d'onde L1 sur la distance entre le récepteur et le satellite, il est possible de détecter la présence d'un saut de cycle. Le vecteur d'erreur présenté dans la section précédente aura un impact différent selon la position du satellite. Par exemple, si ce vecteur est dans le prolongement du vecteur satellite récepteur, 100 % de celui-ci influence l'écart calculé dans la distance satellite-récepteur GPS.

La section suivante présente une méthode pour évaluer après combien la détection d'un saut de cycle est possible à partir de la solution de navigation du gyro-accéléromètre.

Pour calculer la distance satellite-récepteur à une époque donnée à partir de la solution de navigation, on a :

$$\left\|\vec{r}_{sat\_rec_{ins}}\right\| = \left\|\vec{X}_{sat} - (\vec{X}_{rec_{vraie}} + \vec{\epsilon}_{ins})\right\| \qquad (3.1)$$

où pour une époque t :

$\vec{X}_{sat}$: coordonnées de la position du satellite GPS;

$\vec{X}_{rec_{vraie}}$: coordonnées vraies de la position du récepteur;

$\vec{\epsilon}_{ins}$: vecteur d'erreur de position projeté dans la direction satellite-récepteur;

$\vec{r}_{sat\_rec_{ins}}$: vecteur satellite- récepteur calculé à partir X_{ins}.

Ensuite, il est possible de déterminer la différence entre $\left\|\vec{r}_{sat\_rec_{ins}}\right\|$ et $\left\|\vec{r}_{sat\_rec_{vraie}}\right\|$:

$$d\|\vec{r}\| = \left\|\vec{r}_{sat\_rec_{ins}}\right\| - \left\|\vec{r}_{sat\_rec_{vraie}}\right\| \qquad (3.2)$$

$\vec{r}_{sat\_rec_{vrai}}$: vecteur satellite-récepteur vrai.

Si $d||\vec{r}||$ est plus grand qu'un quart de la longueur d'onde de L1, un saut de cycle serait détecté. Dans ce cas, il est possible d'affirmer que l'erreur sur la solution de navigation occasionnera la détection d'un faux saut de cycle.

Les satellites GPS orbitent autour de la Terre et il est possible de calculer leurs positions à partir des almanachs. Les cartes polaires suivantes présentent l'orbite des satellites visibles à l'emplacement du récepteur. Les points bleus sont les emplacements des satellites où $d||\vec{r}||$ est inférieur ou égal à 5 cm, et les points en rouge sont l'emplacement des satellites où $d||\vec{r}||$ est supérieur à 5 cm.

Comme le support mobile est en mode statique, la position du récepteur GPS est constante à toutes les époques.

Tableau 3.12 Vecteur d'erreur en fonction du temps

Époque d'observation [sec]	**Erreur dans la solution de navigation $\vec{\epsilon}_{ins}$**			
	Nord [m]	**Est [m]**	**Verticale [m]**	**Norme [m]**
0	0,00	0,00	0,00	0,00
1	0,00	0,00	0,00	0,00
10	0,01	0,02	0,02	0,03
15	-0,01	0,06	0,05	0,07
20	-0,06	0,08	0,06	0,11
25	-0,09	0,11	0,06	0,16
30	-0,16	0,16	0,08	0,23

Il est important de mentionner que cette analyse est faite à partir d'un jeu de données particulier et les résultats varieraient pour un vecteur d'erreur de magnitude et de direction différente. Cependant, dans ce chapitre, on a vu que la magnitude de l'erreur est assez stable d'un jeu de données à l'autre, c'est-à-dire moins 1,5 m après une minute d'observation en mode statique. Le Tableau 3.12 comporte les composantes des vecteurs d'erreur utilisés dans les simulations suivantes (figures 3.33 à 3.37).

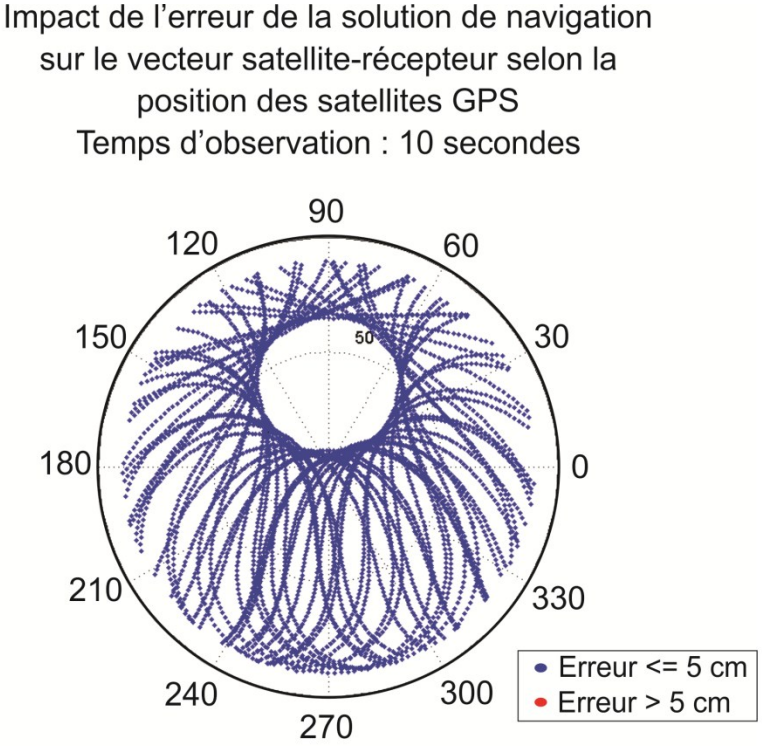


Figure 3.33 Impact de l'erreur de positionnement
sur le vecteur satellite-récepteur (10 secondes)

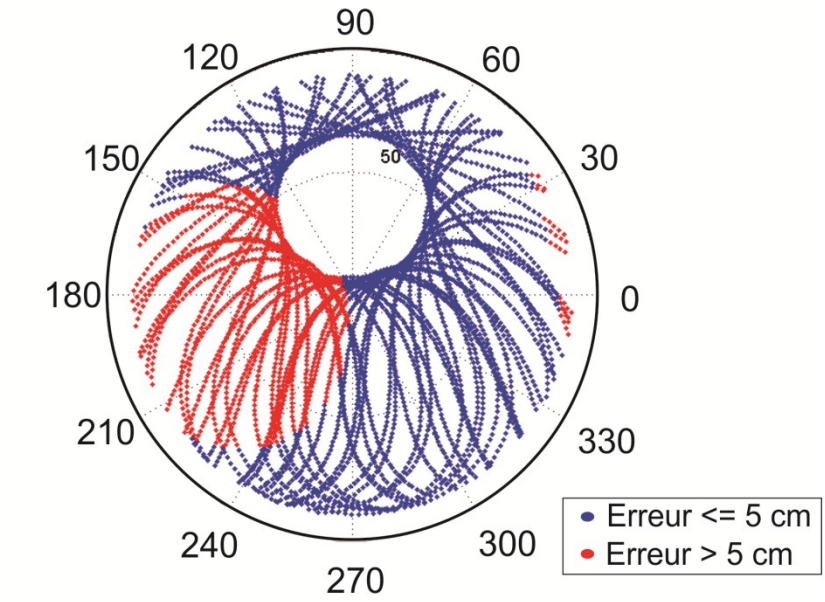


Figure 3.34 Impact de l'erreur de positionnement
sur le vecteur satellite-récepteur (15 secondes)

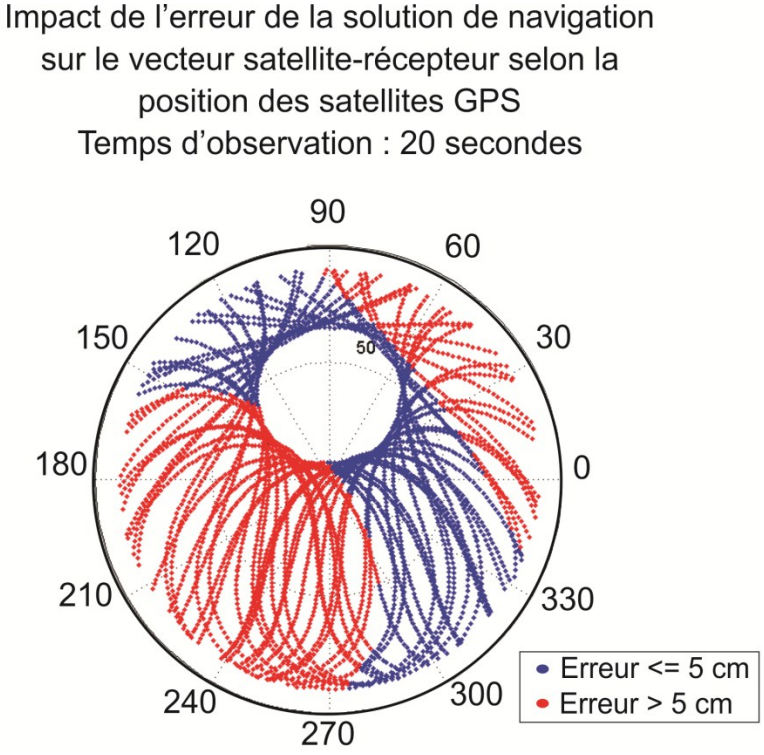


Figure 3.35 Impact de l'erreur de positionnement
sur le vecteur satellite-récepteur (20 secondes)

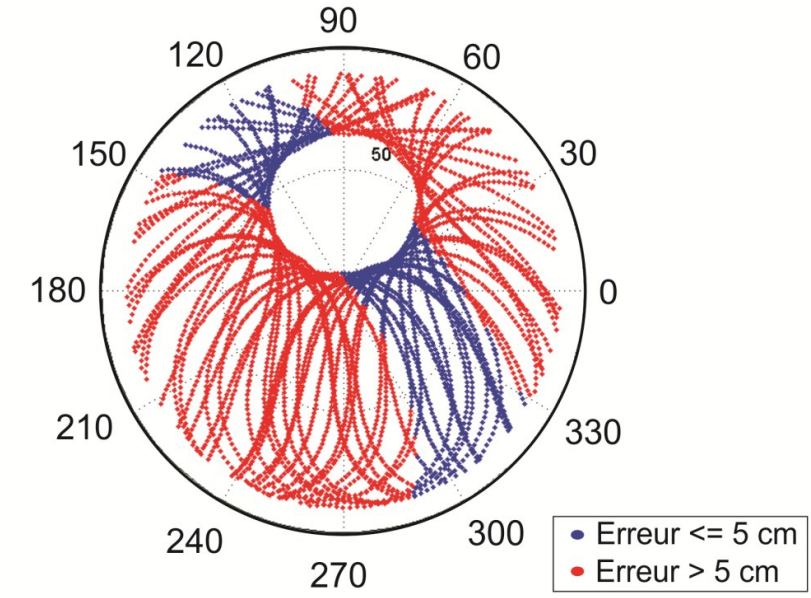


Figure 3.36 Impact de l'erreur de positionnement
sur le vecteur satellite-récepteur (25 secondes)

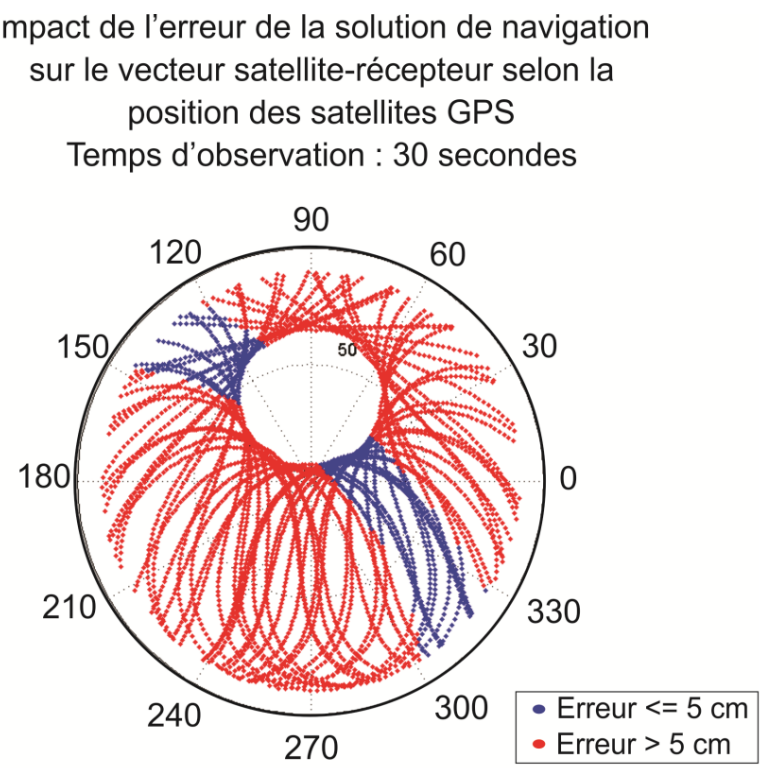


Figure 3.37 Impact de l'erreur de positionnement
sur le vecteur satellite-récepteur (30 secondes)

Le Tableau 3.13 présente le pourcentage des positions des différents satellites où $d\vec{r}$ est inférieur ou égal à 5 cm. L'impact du vecteur d'erreur croît assez rapidement; après une seconde, pour près de 60 % de la position des satellites l'effet du vecteur d'erreur occasionnerait la détection d'un faux saut de cycle.

Tableau 3.13 Pourcentage de la couverture du ciel où l'erreur sur le vecteur satellite-récepteur est inférieure à 5 cm

Durée de l'observation autonome	0	10	15	20	25	30
Pourcentage De point en deçà de 5 cm	100 %	100 %	68 %	45 %	30 %	20 %

En mode statique, la solution de navigation calculée à partir des observations du AHRS400CC-100 conserve une précision adéquate pour détecter des sauts de cycle pendant une dizaine de secondes. Après cette période de 10 secondes, la fiabilité de la détection est réduite.(points rouges dans les figures 3.33 à 3.37). Donc, en mode statique, pendant une coupure du signal GPS de 10 secondes, la précision de la solution de

navigation calculée à partir des observations inertielles permet de détecter la présence de sauts de cycle avec une grande fiabilité. Pour une coupure de signal de plus de dix secondes, la fiabilité est réduite.

3.8 Résumé des expérimentations en mode statique

Dans ce chapitre, le gyro-accéléromètre AHRS400CC-100 de la compagnie CrossBow a été à l'étude dans un environnement contrôlé et puis dans un environnement non contrôlé en mode statique. D'abord, plusieurs expérimentations ont été réalisées pour valider la précision des différents capteurs de l'instrument indiquée dans les spécifications techniques du fabricant.

De manière générale, bien qu'il y ait des écarts entre les valeurs, les spécifications techniques de l'instrument concordent avec l'ordre de grandeur des résultats des expériences. Dans l'article de [De Agostino, 2009], l'auteur explique la présence de ces écarts par le fait que le fabricant obtienne ses valeurs à partir d'une étude statistique sur l'ensemble de la ligne de production et que chaque instrument possède des caractéristiques un peu différentes.

Ensuite, les observations de cet instrument ont été utilisées pour calculer une solution de navigation en mode statique. Sans calibrage, les erreurs causées par les biais se cumulent et après une minute d'observation, l'erreur sur la position est de plus de 100 mètres. Cependant, il est possible d'améliorer la précision de la solution de navigation de l'instrument en soustrayant le biais moyen aux observations; l'erreur atteint alors 1,5 m après une minute d'observation.

L'impact des paramètres d'initialisation a également été évalué. En premier lieu, il est nécessaire de connaître la valeur de la pesanteur avec précision. En effet, une variation de l'ordre de 1×10^{-5} m/sec^2 occasionne une variation de 0,20 m sur la solution de navigation après une minute d'observation, et une variation de l'ordre de 10^{-3} m/sec^2 occasionne une erreur de 5 cm après 10 secondes d'observation. En second lieu, l'orientation initiale doit être connue avec une précision d'un degré pour assurer que la solution de navigation évolue dans la bonne direction. En effet, après 20 secondes d'observation, l'écart entre la solution de navigation de référence est en dessous du centimètre. En troisième lieu, il est très important de connaître la vitesse initiale pour avoir la meilleure solution de navigation. Une précision meilleure que 0,02 m/sec doit être atteinte pour assurer une solution de navigation précise. Une méthode pour assurer ce niveau de précision est de demeurer immobile lors de l'initialisation de l'instrument; de cette façon, la vitesse est nulle. En quatrième lieu, une erreur de position ne fait qu'effectuer une translation à la solution de navigation. Alors il est adéquat d'utiliser des observations GPS avec une précision centimétrique pour déterminer les paramètres initiaux de la solution de navigation avec les observations inertielles.

En mode statique, la performance du AHRS400CC-100 est semblable dans un milieu non contrôlé.

Il est possible d'utiliser les observations du AHRS400CC-100 pour détecter et corriger les sauts de cycle après une coupure du signal GPS. Pour une coupure de signal jusqu'à 10 secondes, la fiabilité de la détection et correction est très grande, mais pour des coupures de signal dont la durée est plus longue, la fiabilité est considérablement réduite. Le pourcentage de la couverture du ciel où l'erreur de position occasionne une erreur dans le vecteur satellite-récepteur passe de 100 % à 68 % pour une coupure de signal GPS de 15 secondes

Chapitre 4 : Expérimentation avec le gyro-accéléromètre AHRS400CC-100 en mode cinématique

Ce quatrième chapitre porte sur les expériences qui ont été réalisées avec gyro-accéléromètre en mode cinématique, c'est-à-dire que l'instrument est en mouvement.

Le chapitre se divise en 2 parties :

1) Les expériences dans un environnement contrôlé;
2) Les expériences dans un environnement d'utilisation courante.

4.1 Expérimentation dans un environnement contrôlé

Une fois que les expériences en mode statique avec le gyro-accéléromètre ont été complétées et que l'instabilité du biais et l'erreur de la marche aléatoire ont été quantifiées, la prochaine étape est de déterminer la précision de la solution de navigation en n'utilisant que les mesures inertielles lorsque l'instrument est en mouvement. Pour ce faire, différents cheminements sur la table d'étalonnage ont été réalisés. Cette section détaille la procédure et les résultats obtenus en utilisant les équations de navigation présentées au chapitre 2.

4.1.1 Déplacements linéaires

Le premier jeu de données qui est analysé contient un déplacement linéaire en aller-retour entre les coins 1 et 2 de la table d'étalonnage (Figure 4.1). Le jeu de données est d'une durée d'une minute où trois trajets en aller-retour ont été effectués. Tout au long de ce déplacement, l'instrument est glissé sur la surface de la table, donc il n'y a pas de variation de l'attitude.

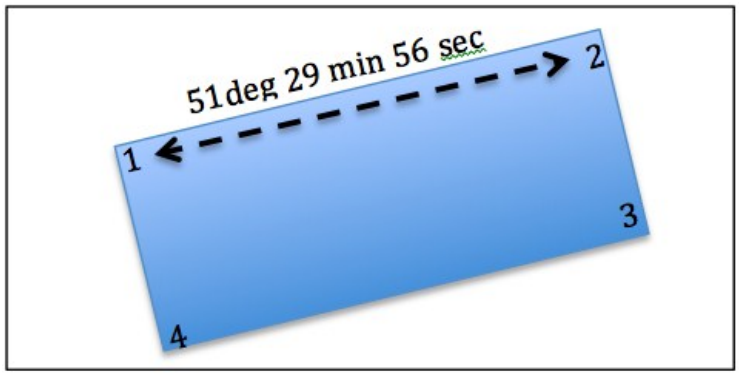


Figure 4.1 Trajet 1 : Déplacement linéaire aller-retour

Pour corriger le biais de la mise sous tension, une valeur moyenne est enlevée pour chaque capteur (trois gyromètres et trois accéléromètres) sur l'ensemble des jeux de données qui sont à l'étude. Les valeurs moyennes sont obtenues à partir d'une session d'observation statique de 15 minutes précédant les déplacements.

La solution de navigation est présentée selon les composantes planimétriques (Figure 4.2) et la composante verticale (Figure 4.3).

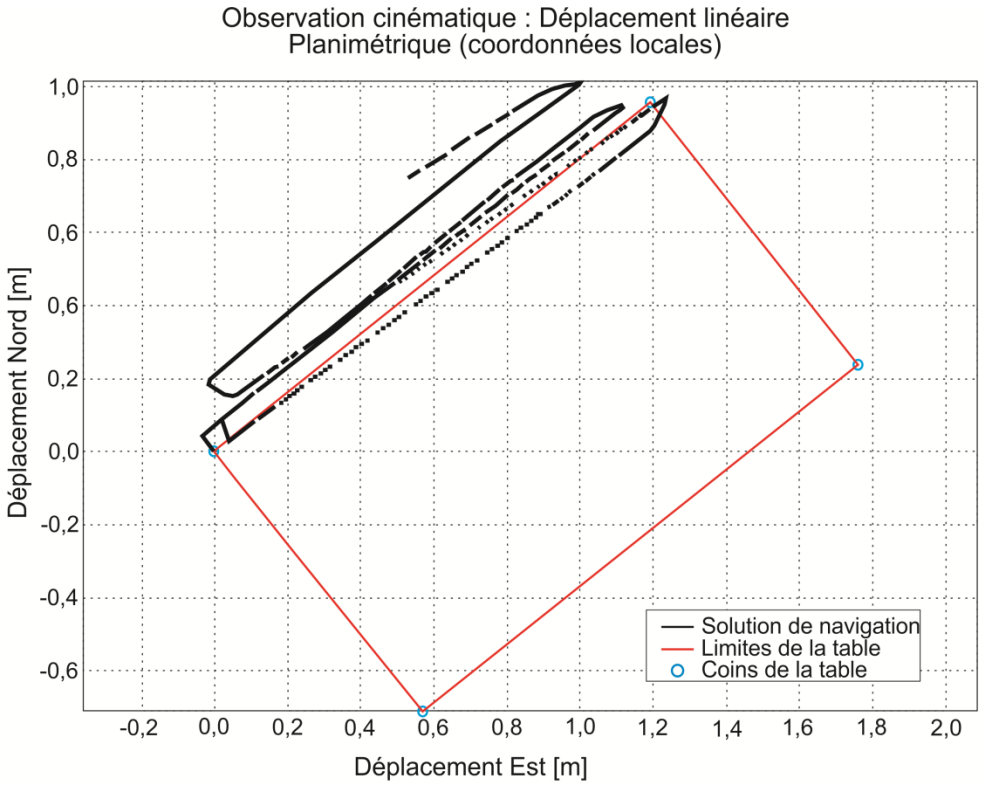


Figure 4.2 Déplacement linéaire (Planimétrique)

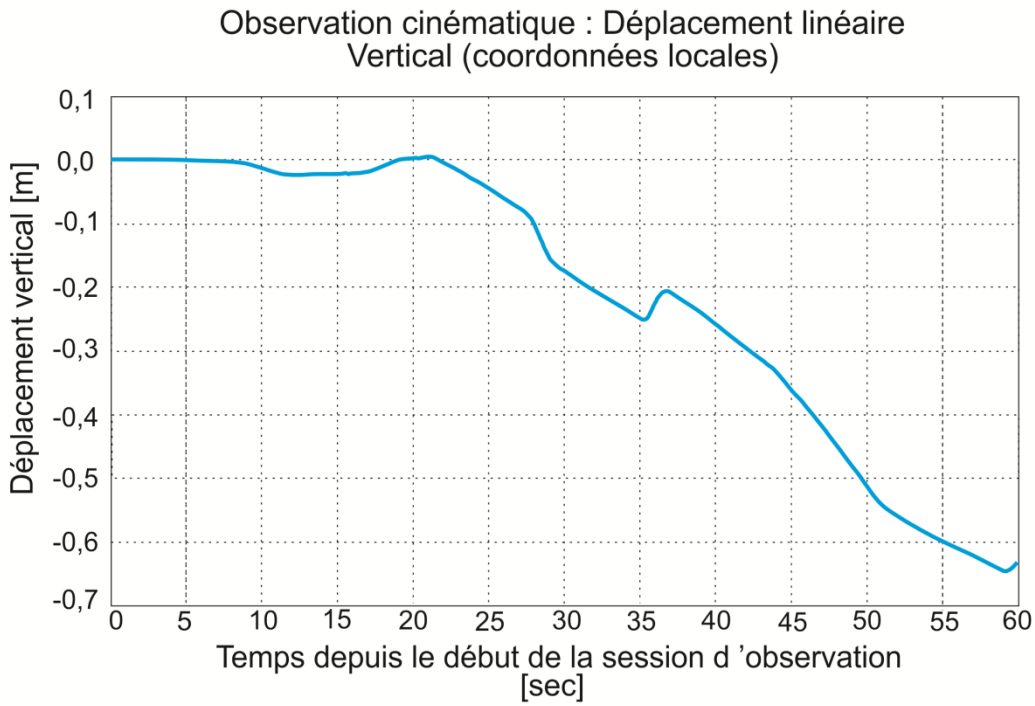


Figure 4.3 Déplacement linéaire (composante verticale)

On constate que la solution de navigation suit le déplacement réel que subit l'instrument. Après une minute de déplacement, l'erreur sur la solution de navigation est d'environ 0,5 m en planimétrie et d'environ 0,7 m en hauteur. Le Tableau 4.1 détaille les erreurs dans le positionnement calculé et la position vraie de l'instrument.

Tableau 4.1 Différence entre la position vraie et la position calculée (déplacement linéaire)

Le coin	Temps [sec]	Différence entre position vraie et position calculée [m]			
		Composante Est	Composante Nord	Composante Verticale	Norme du vecteur d'erreur
1	00	0,00	0,00	0,00	0,00
2	14	-0,09	0,02	0,00	0,09
1	21	0,02	0,07	-0,00	0,08
2	30	0,00	0,07	0,17	0,19
1	40	0,02	0,16	0,26	0,30
2	51	0,19	0,06	0,54	0,58

Tel qu'il a été observé durant les expériences en mode statique (section 3.4), lorsque le gyro-accéléromètre est en mode cinématique, l'erreur de positionnement croît avec le temps. La composante verticale est plus affectée avec une erreur de 0,54 m 51 secondes après l'initialisation et il y a également une dérive de la position dans la direction Nord.

4.1.2 Déplacements autour de la table d'étalonnage

Sans rotation du gyro-accéléromètre

La troisième expérience réalisée consiste à faire glisser le gyro-accéléromètre autour de la table d'étalonnage en conservant l'orientation initiale de l'instrument. On commence avec le gyro-accéléromètre sur le coin numéro 2 et on tourne dans le sens antihoraire jusqu'à ce qu'il revienne à ce coin (Figure 4.4). La durée totale de ce déplacement est de 54 secondes.

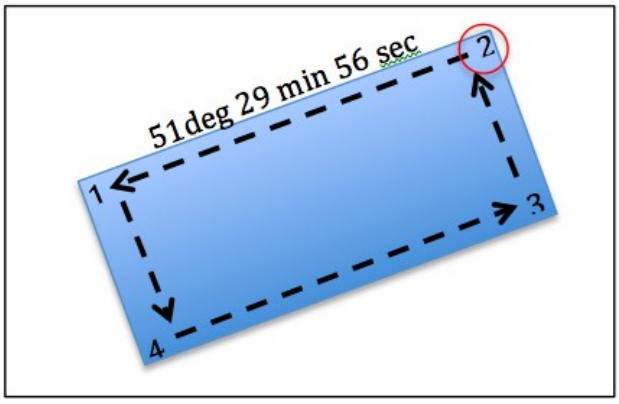


Figure 4.4 Trajet 2 : Tour de table sans rotation

La Figure 4.5 présente la solution de navigation de ce déplacement. Initialement, elle semble concorder avec le déplacement vrai, mais diverge après 20 secondes d'observation. La solution de navigation indique un déplacement dans la direction Ouest, tandis que le déplacement vrai devrait être orienté vers l'Est. À 33 secondes d'observation, l'erreur dépasse 1 m, et il dépasse 2 m après 42 secondes.

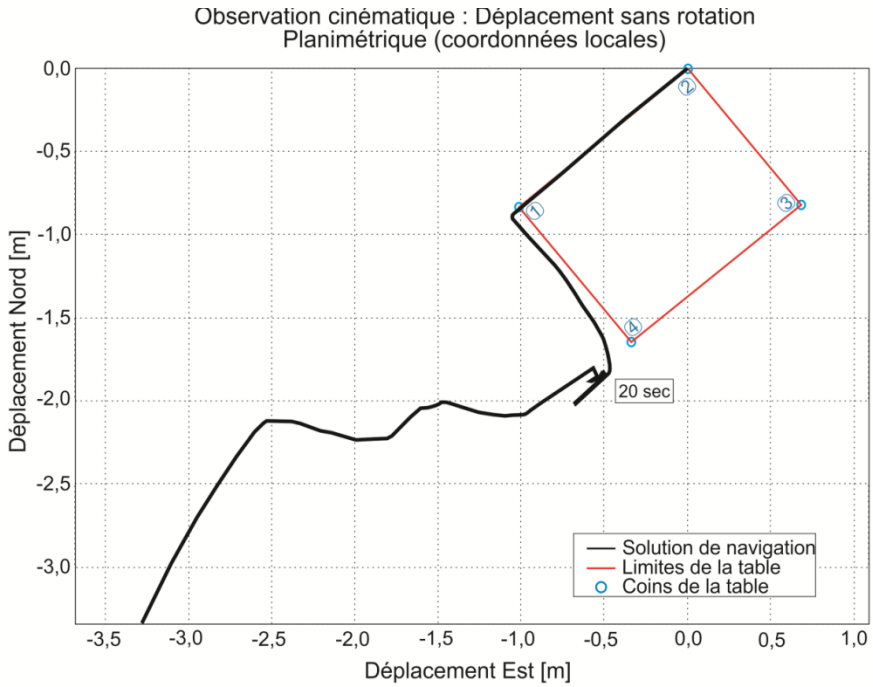


Figure 4.5 Tour de table sans rotation (planimétrique)

Dans les graphiques des observations des accélérations selon les axes X et Y (figures 4.6 et 4.7), il y a des valeurs extrêmes dans les mesures qui expliquent les erreurs dans la solution de navigation.

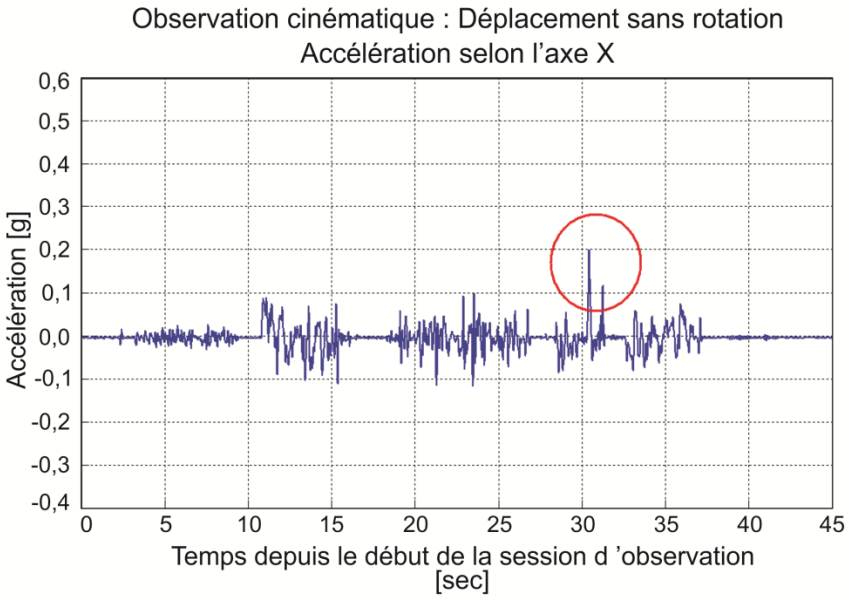


Figure 4.6 Observations de l'accélération selon l'axe X

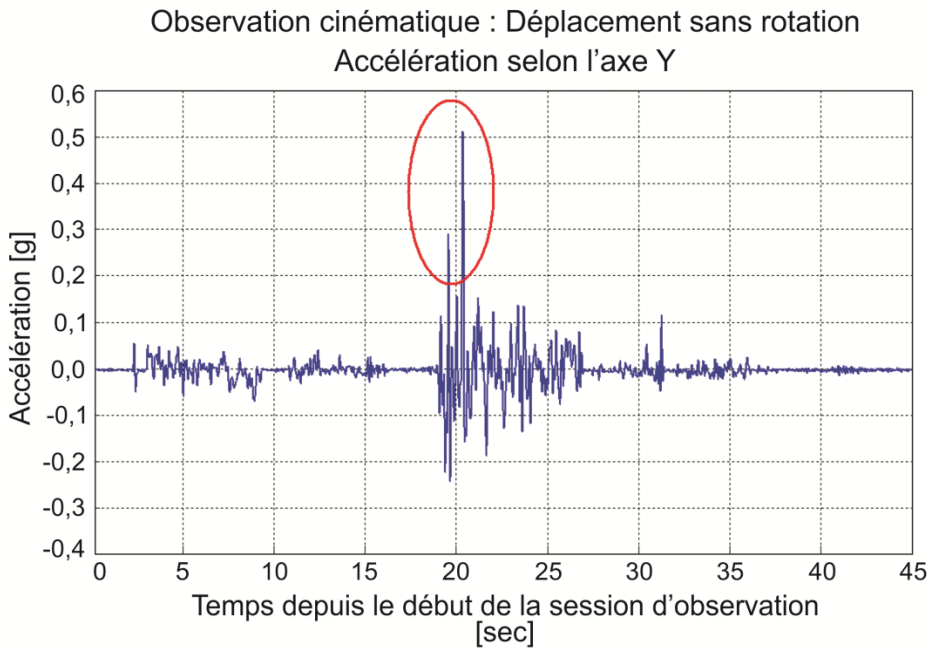


Figure 4.7 Observations de l'accélération selon l'axe Y

En remplaçant ces valeurs extrêmes par une moyenne des quelques époques précédentes, la solution de navigation se rapproche beaucoup plus du trajet réellement parcouru. En consultant le Tableau 4.2, les vecteurs d'erreur pour les deux premiers coins sont identiques aux valeurs vues précédemment. Cependant, au coin 3 à 33 secondes, le vecteur d'erreur est de l'ordre de 0,2 m et au coin 2 à 42 secondes, l'erreur est de l'ordre de 0,6 m. Le trajet est représenté sur la Figure 4.8 et le profil vertical est sur la Figure 4.9.

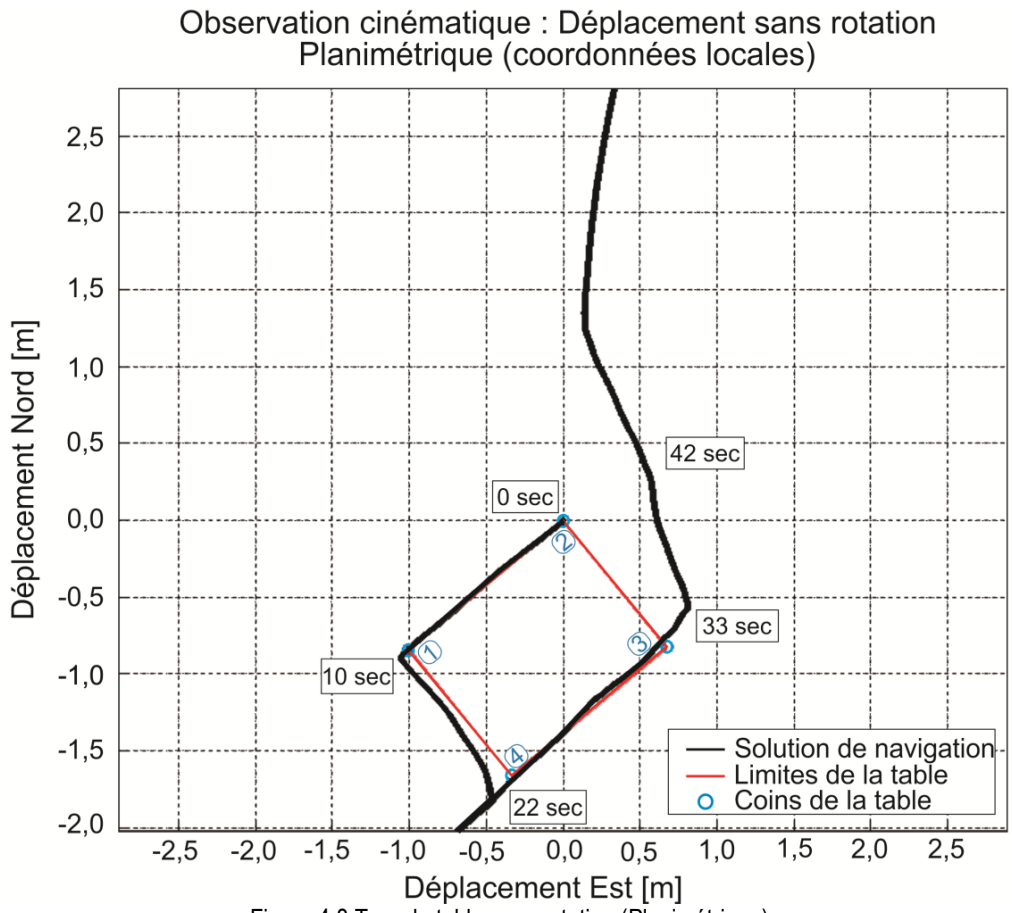


Figure 4.8 Tour de table sans rotation (Planimétrique)

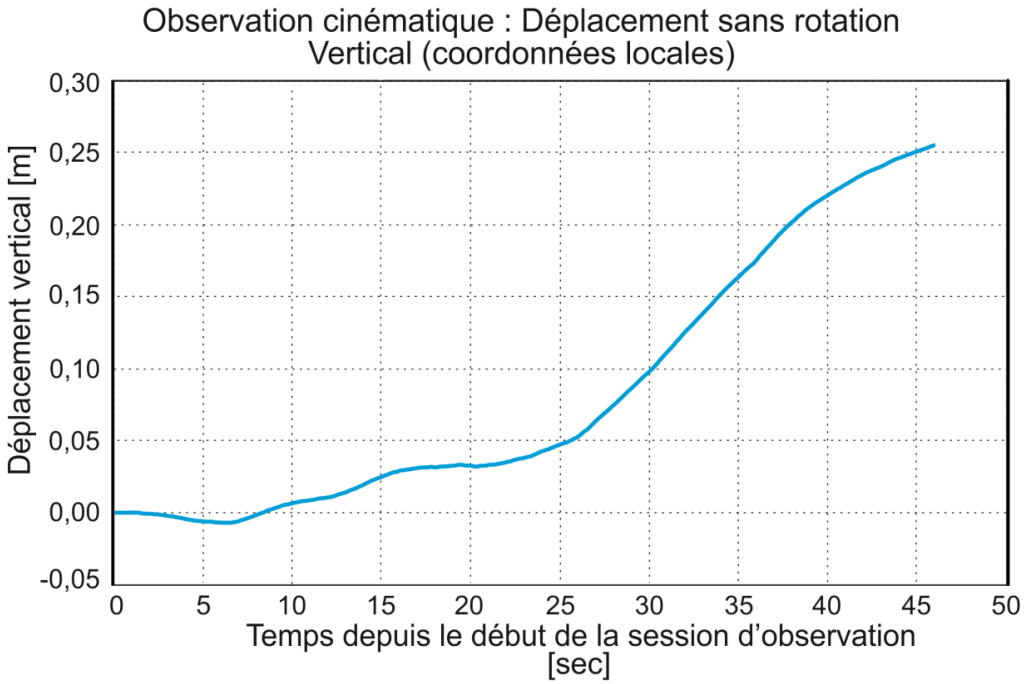


Figure 4.9 Tour de table sans rotation (composante verticale)

Tableau 4.2 Différences entre la position vraie et la position calculée (sans rotation)

Le coin	Temps [sec]	Différences entre position vraie et position calculée [m]			
		Composante Est	Composante Nord	Composante verticale	Norme du vecteur d'erreur
2	0	0,000	0,00	0,000	0,000
1	10	-0,033	-0,038	-0,003	0,051
4	22	-0,328	-0,174	-0,003	0,221
3	33	0,094	0,208	-0,053	0,234
2	42	0,548	0,323	-0,104	0,645

À partir du tableau 4.2, il est possible de voir que la qualité du positionnement se dégrade dans le temps. En effet, après une minute de navigation, l'erreur de navigation atteint près de 0,65 m.

Avec rotations du gyro-accéléromètre

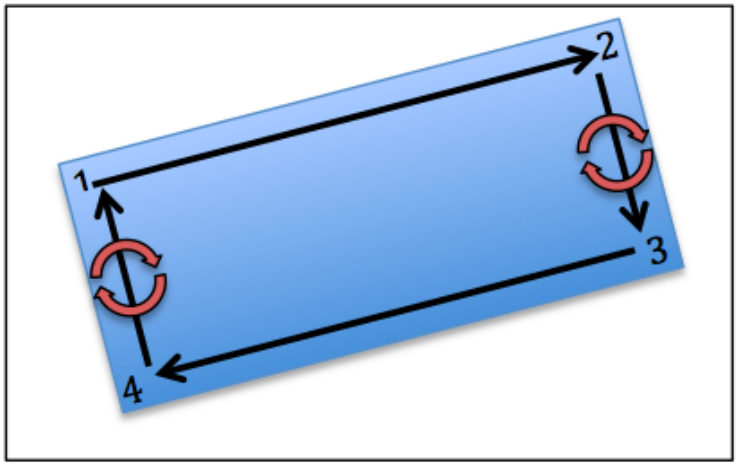


Figure 4.10 Trajet 3 : Tour de table avec rotations

Pour cette expérience, le gyro-accéléromètre se déplace entre les quatre coins de la table d'étalonnage en glissant sur sa surface. Par contre, cette fois-ci, l'instrument subit une rotation dans le sens horaire de 180° sur les côtés entre les coins 2-3 et les coins 4-1.

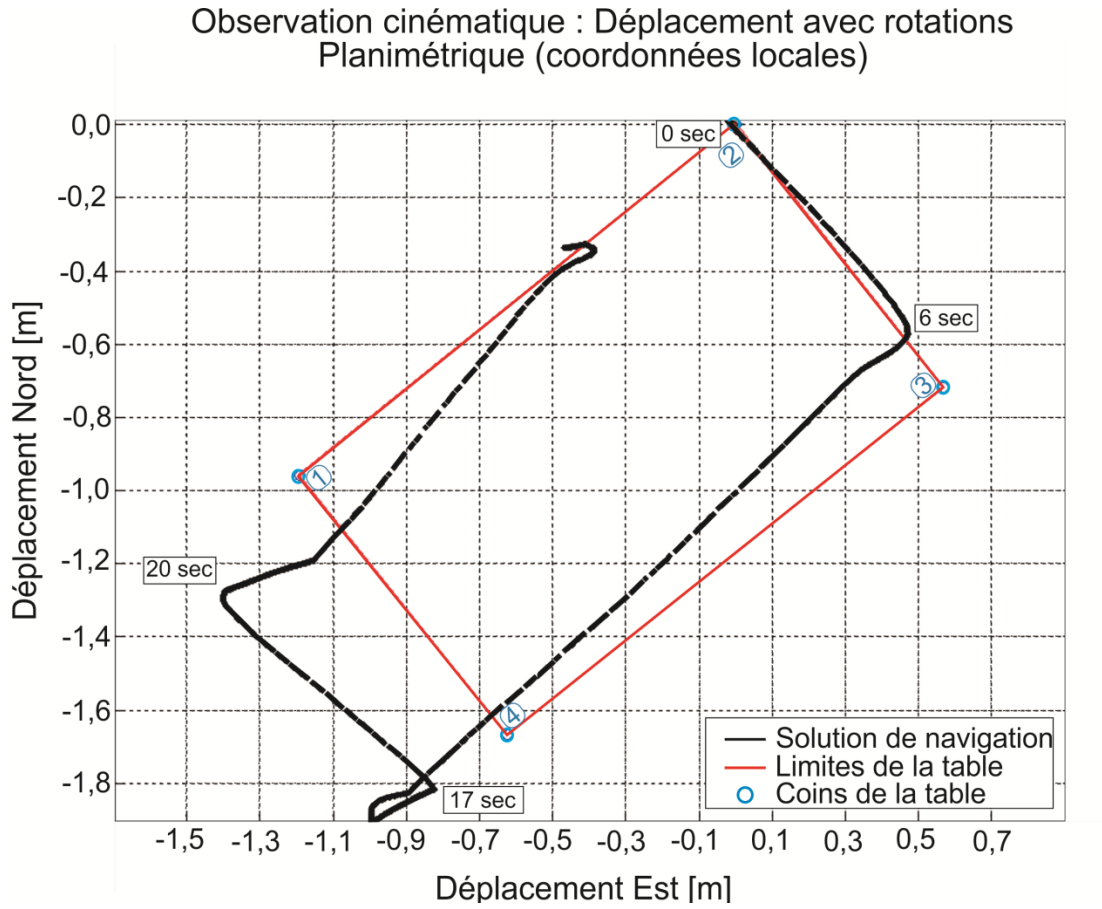


Figure 4.11 Tour de table avec rotations (Planimétrique)

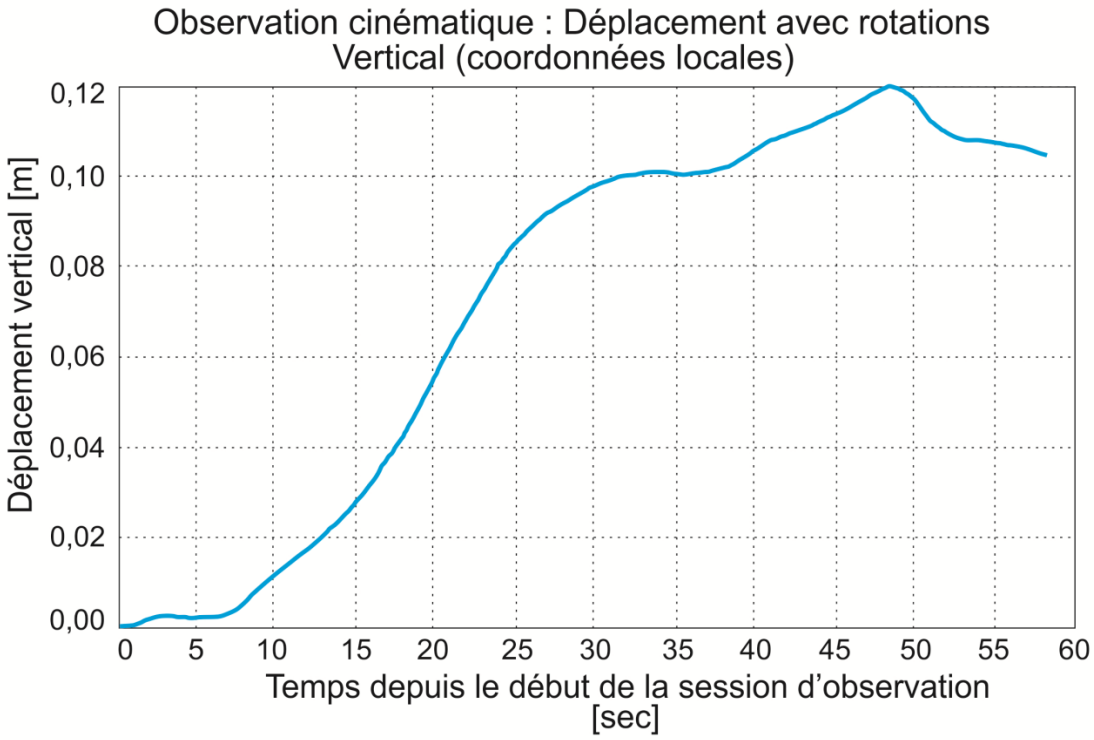

Observation cinématique : Déplacement avec rotations
Vertical (coordonnées locales)
Déplacement vertical [m]
Temps depuis le début de la session d'observation
[sec]

Figure 4.12 Tour de table avec rotations (composante verticale)

Tableau 4.3 Différences entre la position vraie et la position calculée (avec rotations)

Le coin	Temps [sec]	Différences entre position vraie et position calculée [m]			
		Composante Est	Composante Nord	Composante verticale	Différence totale
2	0	0,000	0,000	0,000	0,000
3	6	-0,100	0,139	0,017	0,173
4	17	-0,202	-0,150	0,101	0,271
1	20	-0,205	-0,318	0,105	0,393

La solution de navigation calculée avec ce deuxième jeu de données suit bien le trajet réel parcouru. La qualité du positionnement se dégrade plus rapidement que dans les expériences précédentes. En effet, après 6 secondes, l'erreur dans la position atteint presque 0,2 m, tandis que cette magnitude n'était atteinte qu'après 30 secondes dans les déplacements linéaires et après 20 secondes dans les déplacements où l'instrument ne subissait pas de rotation.

Dans ce cas de figure, après 6 secondes d'observation, la précision du positionnement n'est pas suffisante pour faire la détection et la correction de sauts de cycle.

4.2 Apport du gyro-accéléromètre pour la détection et la correction de sauts de cycle

Dans le cas des trois expériences, seules les coordonnées des quatre coins de la table sont connues, les durées des déplacements entre ces points sont variables, mais la durée totale des différents trajets est d'environ une minute. Ceci explique pourquoi les durées d'observation ne sont pas des chiffres entiers dans les figures 4.13 à 4.16. La solution de navigation du déplacement linéaire a la meilleure précision, mais le déplacement est le plus simple (selon un seul axe). Pour une période d'observation d'une quinzaine de secondes, la qualité du positionnement en mode cinématique est semblable à celle du mode statique. Après 14 secondes, il y a une erreur de 0,11 m. Après 51 secondes, l'erreur dans la solution de navigation est en dessous de 0,20 m en planimétrie et 0,50 m selon la verticale.

Comme il a été fait à la section 3.7, les figures 4.13 et 4.14 présentent l'emplacement des satellites dont l'erreur dans la solution de navigation occasionne une erreur dans le vecteur satellite-récepteur de plus de 5 cm.

Pour le vecteur satellite-récepteur calculé, la position du récepteur est obtenue à partir de la solution de navigation à une époque donnée, et pour le vecteur vrai, la position du récepteur est celle du coin de la table à cette même époque. Après 14 secondes d'observation, la fiabilité de la détection et correction de sauts de

cycle est semblable à ce qui a été vu en mode statique; environ 60 % des positions des satellites ont une erreur sur le vecteur satellite-récepteur de moins de 5 cm.

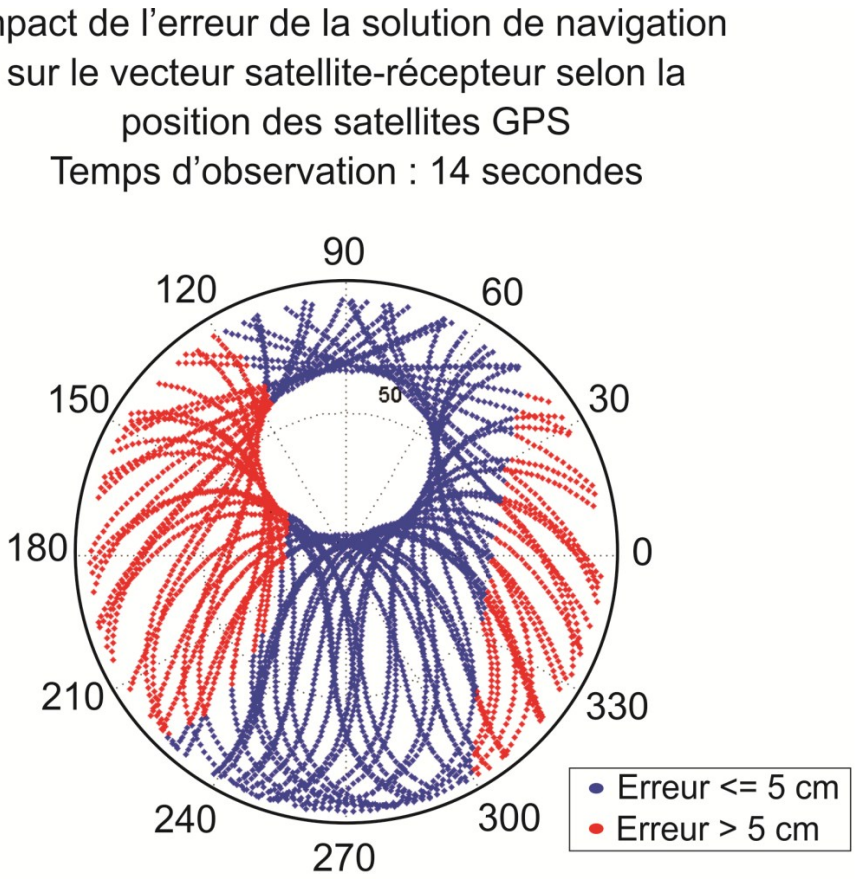


Figure 4.13 Impact de l'erreur de positionnement
sur le vecteur satellite-récepteur (14 secondes)

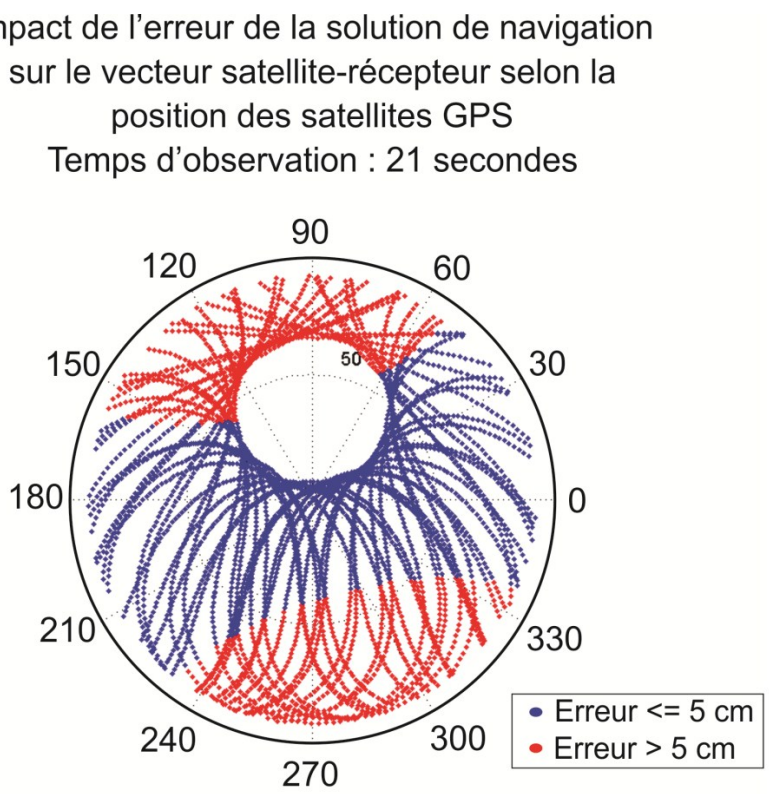


Figure 4.14 Impact de l'erreur de positionnement
sur le vecteur satellite-récepteur (21 secondes)

La précision de la solution de navigation du deuxième trajet (déplacement autour de la table sans rotation) est de moins bonne qualité, mais cette fois-ci le déplacement est un peu plus complexe. En effet, il se fait selon les axes X et Y, mais il n'y a pas de rotation. Encore une fois, la qualité de la solution de navigation est semblable à celle du mode statique; après 10 secondes d'observation, l'erreur est d'environ 0,05 m. Les figures 4.15 et 4.16 présentent l'emplacement des satellites dont l'erreur dans la solution de navigation occasionne une erreur dans le vecteur satellite-récepteur de plus de 5 cm. Après 10 secondes d'observation, la fiabilité de la détection et correction de sauts de cycle est très bonne, car peu importe la position du satellite dans le ciel, l'erreur dans le vecteur récepteur-satellite est inférieure à 5 cm (Figure 4.16).

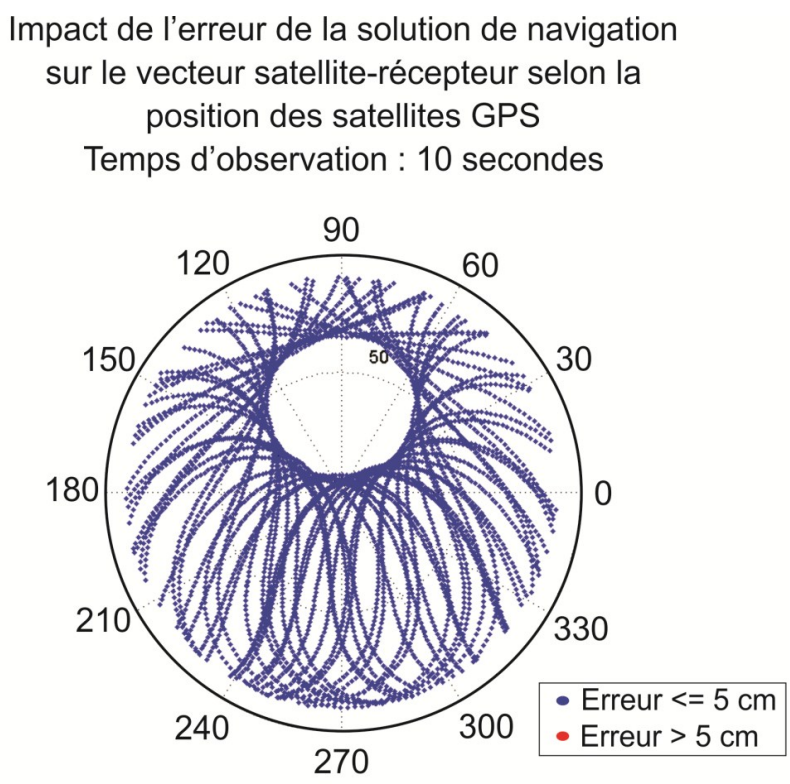


Figure 4.15 Impact de l'erreur de positionnement
sur le vecteur satellite-récepteur (10 secondes)

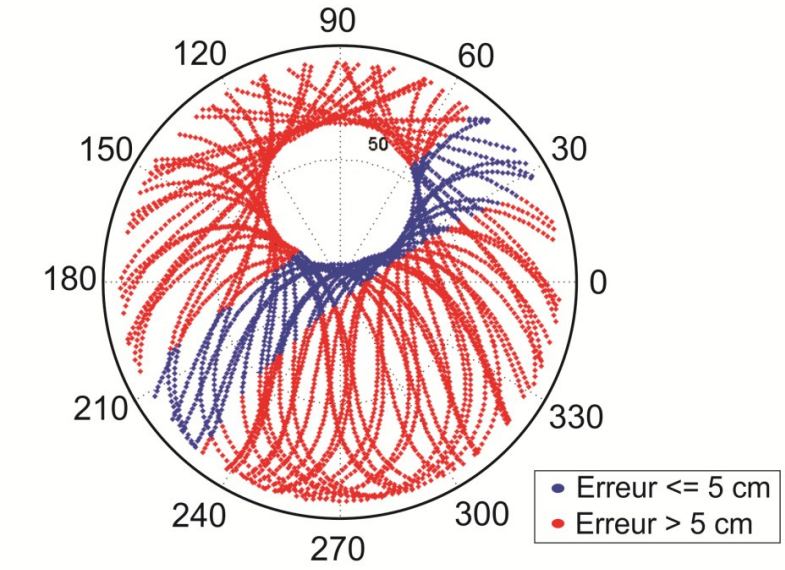


Figure 4.16 Impact de l'erreur de positionnement
sur le vecteur satellite-récepteur (22 secondes)

La solution de navigation qui présente une précision de moins bonne qualité est celle du troisième trajet (déplacement autour de la table avec rotations). Ce trajet est le plus compliqué, car en plus du déplacement qui se fait selon les axes X et Y, l'instrument subit des rotations importantes. Cette fois, la qualité de la solution de navigation est considérablement moins bonne qu'en mode statique; après 6 secondes d'observation, l'erreur atteint déjà plus de 0,15 m. Suivant un trajet aussi complexe, les observations du gyro-accéléromètre seules ne permettent pas la détection et la correction de sauts de cycle avec fiabilité que pour plus de quelques secondes.

Dans cette série d'expériences, l'utilisation des mesures inertielles a permis de calculer une solution de navigation lorsque le gyro-accéléromètre était en mode cinématique dans un milieu contrôlé. Lorsque le trajet est simple, c'est-à-dire sans rotations importantes, la qualité de cette solution de navigation est semblable à celle obtenue lorsque l'instrument est en mode statique; un vecteur d'erreur d'environ 0,05 m après une dizaine de secondes d'observation. Cependant, lorsqu'il y a des rotations importantes (180° dans l'espace de quelques secondes), la qualité de la solution de navigation se détériore rapidement, un vecteur d'erreur de plus de 0,10 m après six secondes d'observation.

Il est important de noter que la qualité du positionnement se dégrade dans le temps. Une réinitialisation régulière de gyro-accéléromètre est nécessaire pour obtenir une meilleure solution de navigation. Cette réinitialisation peut être faite en utilisant les solutions GPS RTK en temps réel.

4.3 Expérimentation dans un environnement d'utilisation courante

4.3.1 Support mobile

Un support mobile (figures 4.17 et 4.18) a été construit pour permettre le déplacement simultanément de tout l'équipement nécessaire pour effectuer une séance d'observation en mode cinématique.

Figure 4.17 Partie supérieure du support mobile : Antenne GPS, AHRS400CC-100 et lunette

La Figure 4.17 présente la composante qui permet de fixer l'antenne GPS et le gyro-accéléromètre à un jalon. Afin d'éviter d'obstruer sa visibilité, l'antenne GPS se retrouve au-dessus du gyro-accéléromètre. Cette composante permet également de conserver l'excentrement 3D entre le centre de phase de l'antenne GPS et la triade des accéléromètres constante tout au long d'une séance d'observation. Cette valeur a été mesurée à l'aide d'un micromètre. Les plans de cette composante se retrouvent à l'Annexe C.

Comme il a été mentionné au chapitre 2, pour calculer une solution de navigation avec un gyro-accéléromètre, certaines valeurs initiales doivent être connues : la position, la vitesse et l'orientation de l'appareil. La position initiale peut être obtenue de deux façons, soit avec la solution GPS avec une précision centimétrique ou en débutant sur un point connu. La vitesse initiale de l'appareil est nulle, car pour toutes les expériences réalisées, l'instrument est initialement immobile. Pour mesurer l'azimut initial, une lunette est fixée sous le gyro-accéléromètre parallèle à l'axe Y. Avec cette lunette, il est possible de viser une cible sur un point connu et de calculer l'azimut initial entre les deux points connus. Il est également possible d'utiliser la valeur de l'azimut calculée par le AHRS400CC-100. Cependant, l'instrument utilise les observations des gyromètres, des accéléromètres et des magnétomètres pour la calculer, donc la valeur de la déclinaison magnétique doit être connue. À Québec, cette valeur est de 16,5° [NRCAN, 2011].

Pour assurer une mobilité de toutes les composantes, le tout est porté par un chariot à trois roues (Figure 4.18).

Figure 4.18 Support mobile (vue complète)

Les mesures du gyro-accéléromètre sont enregistrées sur un ordinateur portable grâce au logiciel Gyro-View de la compagnie CrossBow. Comme il a déjà été mentionné (section 3.1.1), la marque horaire de chaque époque d'observation est obtenue à partir de l'horloge de cet ordinateur. Elle est normalement synchronisée à l'heure locale, cependant la marque horaire des observations GPS est synchronisée au temps GPS. Il est donc nécessaire d'assurer que les deux appareils soient synchronisés à la même échelle de temps. Pour ce

faire, le logiciel GPS Clock de TimeTools a été utilisé (Figure 4.19.a). Ce gratuiciel interroge les messages GPRMC d'un récepteur GPS standard pour effectuer la synchronisation. Le récepteur qui a été utilisé est le Garmin GPS 60 (Figure 4.19.b). Le taux d'échantillonnage des instruments utilisés pour ces expériences est élevé, soit 50 Hz pour le AHRS400CC-100 et 10 Hz pour le récepteur GPS. Pour fusionner les observations des deux instruments, il est important que la synchronisation des horloges soit très précise. La précision doit être de l'ordre de l'instrument ayant le taux d'échantillonnage le plus élevé (0,02 seconde). Si cette précision n'est pas atteinte, la mise à jour du gyro-accéléromètre sera effectuée avec une observation GPS d'une époque erronée.

Selon TimeTools, la précision de la synchronisation obtenue avec la méthode proposée ici ne peut être meilleure qu'à la seconde. Une telle synchronisation occasionne une erreur potentielle d'approximativement la magnitude de la vitesse dans le positionnement. Par exemple, si l'instrument se déplace à 1 m/sec, et l'erreur de synchronisation est de 1 seconde, l'erreur dans la position est de ±1 m.

Pour obtenir une synchronisation satisfaisante, il est nécessaire d'utiliser un instrument ayant la capacité PPS (Pulse per second). Il existe des solutions payantes telles que le GPS T1000 ou le T2000 de TimeTools, cependant l'achat de ces produits aurait occasionné de la dépense de 1200 $ à 2250 $ [TimeTools].

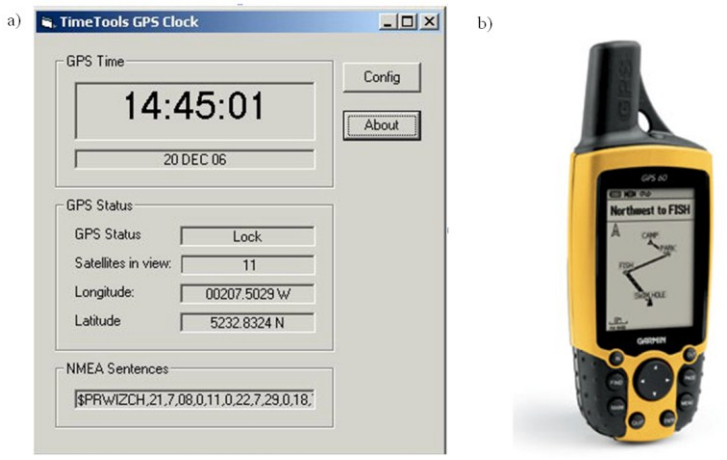


Figure 4.19 a) Interface graphique du logiciel GPS Clock b) Garmin GPS-60 [Garmin]

4.3.2 Solution de navigation dans un environnement d'utilisation courante

Il est nécessaire de choisir un endroit adéquat pour effectuer cette séance d'observation. La vérité terrain est solution GPS RTK, alors pour maximiser la qualité du positionnement GPS, il est nécessaire de choisir un endroit dégagé, sans masque d'élévation pour assurer l'absence de sauts de cycle dans la vérité terrain. De plus, pour initialiser le gyro-accéléromètre, il est nécessaire de débuter sur un point dont les coordonnées sont connues, et d'avoir une deuxième station connue et visible pour déterminer l'azimut initial. L'endroit qui répond le mieux à ces critères est la piste de course extérieure du pavillon du PEPS à l'Université Laval. Cette piste

d'athlétisme de 400 m offre une surface plane et lisse de façon à réduire les vibrations lorsque le support mobile est en mouvement. De plus, les lignes qui délimitent les allées de course décrivent un trajet facile à suivre. Le stade est près de la station de référence GPS permanente située sur le toit du PEPS. Il a ainsi été possible d'obtenir une vérité terrain en effectuant un positionnement GPS RTK en parcourant le trajet. Deux points connus ont été implantés sur la piste de course par GPS en mode statique.

La séance d'observation s'est déroulée comme suit :

- Initialisation de 5 minutes sur le point de départ;
- Déplacement autour de la piste d'une durée de trois minutes.

Figure 4.20 Trajet parcouru (vérité terrain)

Durant le déplacement autour de la piste de course, le gyro-accéléromètre est réinitialisé périodiquement avec les coordonnées calculées à partir des solutions GPS RTK, l'azimut et la vitesse sont calculés à partir de ces coordonnées. Le taux d'échantillonnage du récepteur GPS était de 10 Hz et le taux d'échantillonnage du gyro-accéléromètre était de 50 Hz.

En post-traitement, il était possible de fusionner les observations des deux instruments pour obtenir une solution de navigation intégrée et permettant la modification du taux de réinitialisation avec les observations GPS. Les figures suivantes présentent la solution avec un taux de réinitialisation à la seconde (Figure 4.21), 3 secondes (Figure 4.22), 5 secondes (Figure 4.23) et 10 secondes (Figure 4.24).

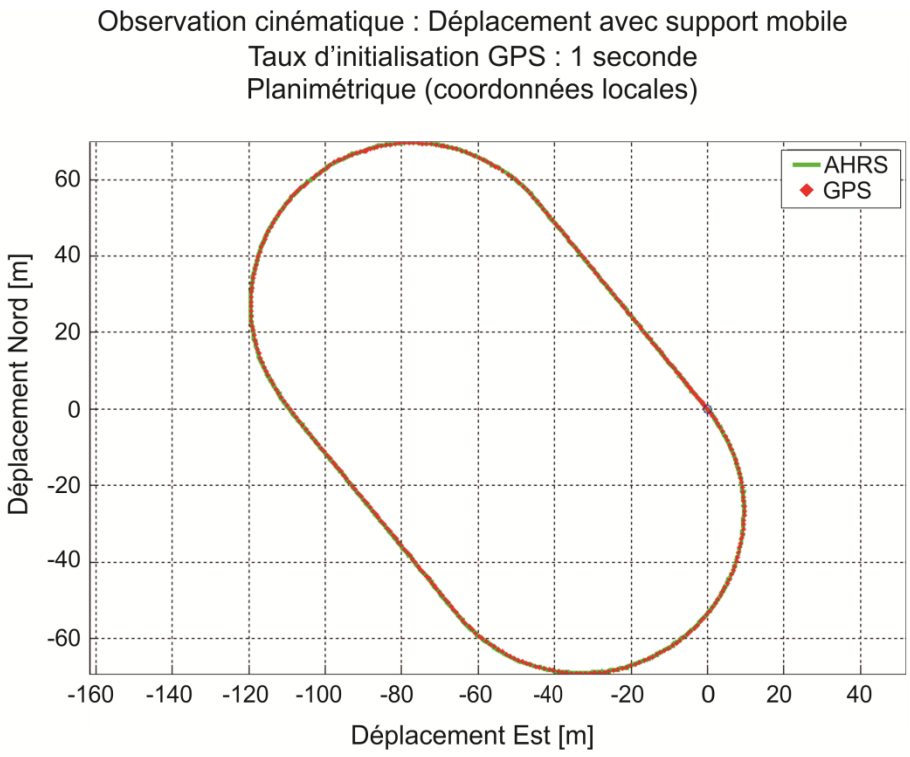


Figure 4.21 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (taux de réinitialisation : 1 seconde)

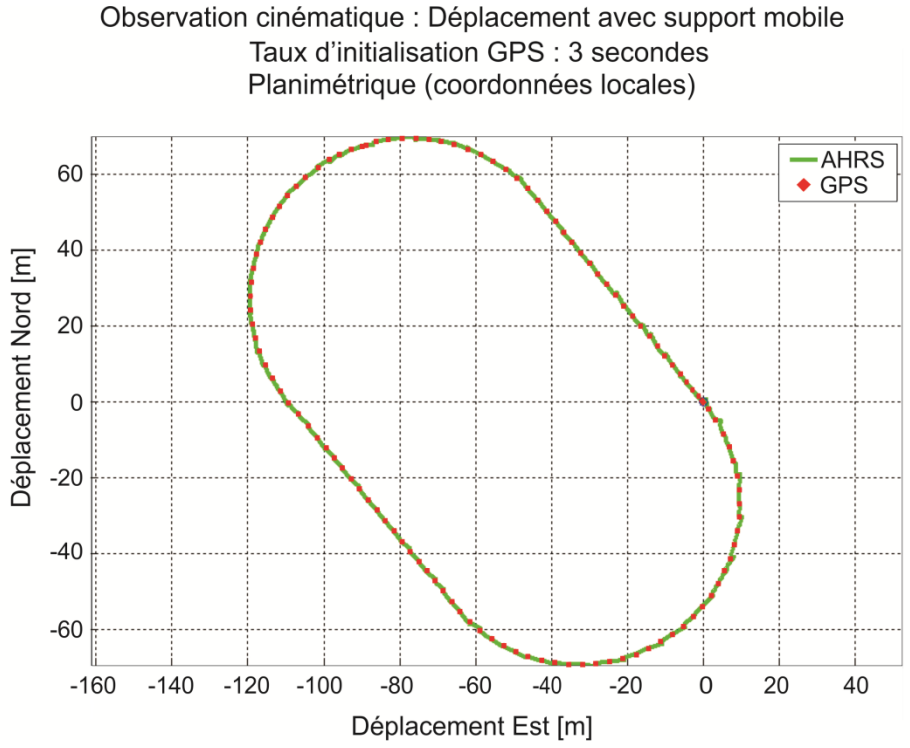


Figure 4.22 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (taux de réinitialisation : 3 secondes)

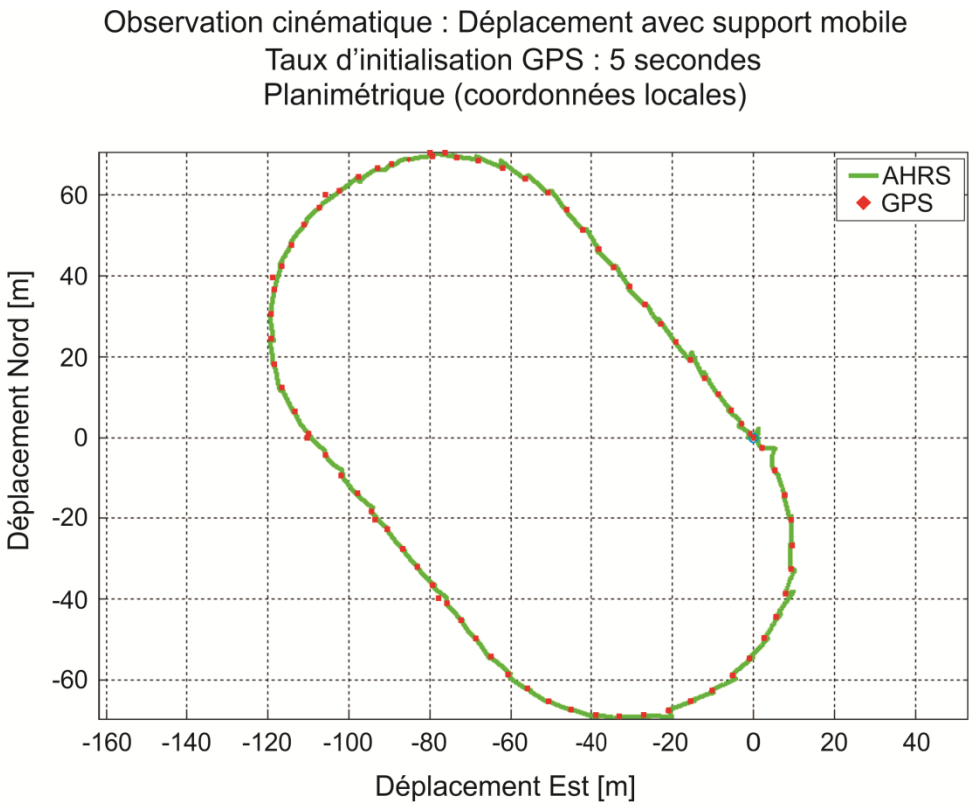


Figure 4.23 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (taux de réinitialisation : 5 secondes)

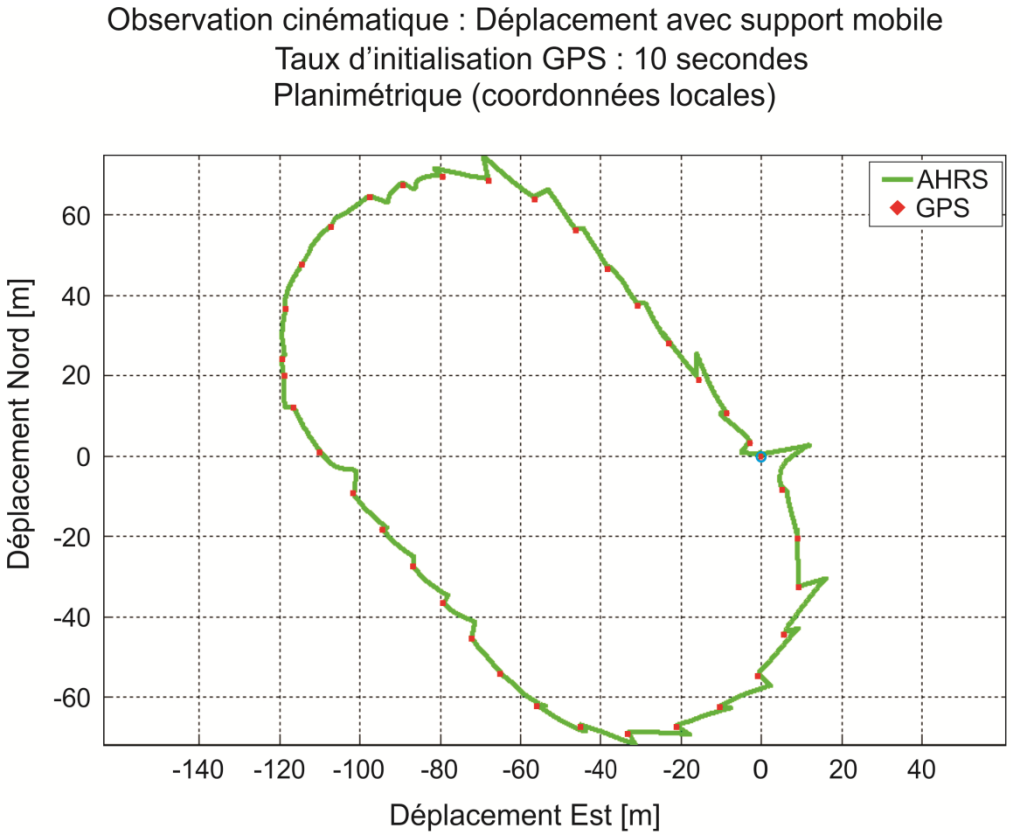


Figure 4.24 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (taux de réinitialisation : 10 secondes)

La valeur moyenne de la dérive de la solution de navigation entre les observations GPS se retrouve dans le Tableau 4.4. D'après ces résultats, pour une coupure du signal GPS d'une seconde, il y a en moyenne une erreur de près de 0,08 m, pour une coupure de signal de 2 secondes, l'erreur de la position est de près de 0,20 m, et pour une coupure de 10 secondes, l'erreur moyenne dépasse les 2 m.

Tableau 4.4 Erreur dans la solution de navigation en fonction du taux de réinitialisation

Taux de réinitialisation [sec]	**L'erreur de positionnement selon les composantes**			**Norme de l'erreur [m]**
	Est [m]	**Nord [m]**	**Verticale [m]**	
1	0,045	0,050	0,040	0,078
2	0,111	0,128	0,075	0,186
3	0,165	0,211	0,090	0,283
5	0,434	0,490	0,193	0,683
10	1,393	1,654	0,522	2,225

Utilisons maintenant un échantillon de 30 secondes de ce jeu de données pour évaluer la qualité de la solution de navigation dans un environnement d'utilisation courante. Avec ce jeu de données, il est possible de simuler une coupure de signal GPS de durées différentes. Durant les coupures de signal GPS, seules les observations inertielles sont utilisées pour calculer la solution de navigation. La solution de navigation calculée (vert) et la vérité terrain (rouge) sont présentées pour les 30 secondes sur la Figure 4.25 et pour 5 secondes sur la Figure 4.26 (les cercles sont les marques horaires pour identifier chaque seconde écoulée).

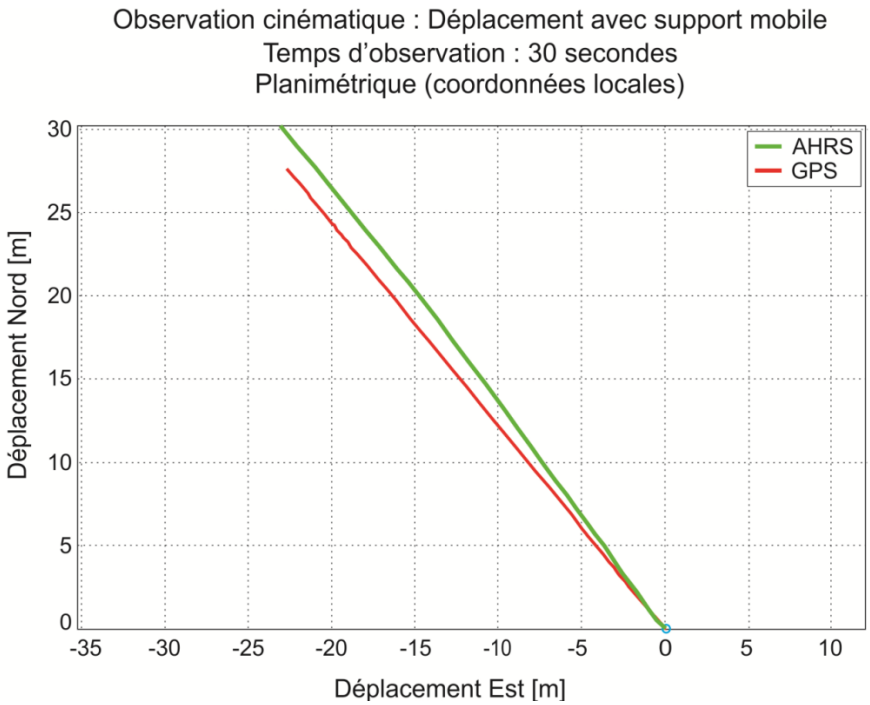


Figure 4.25 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (Extrait de 30 secondes)

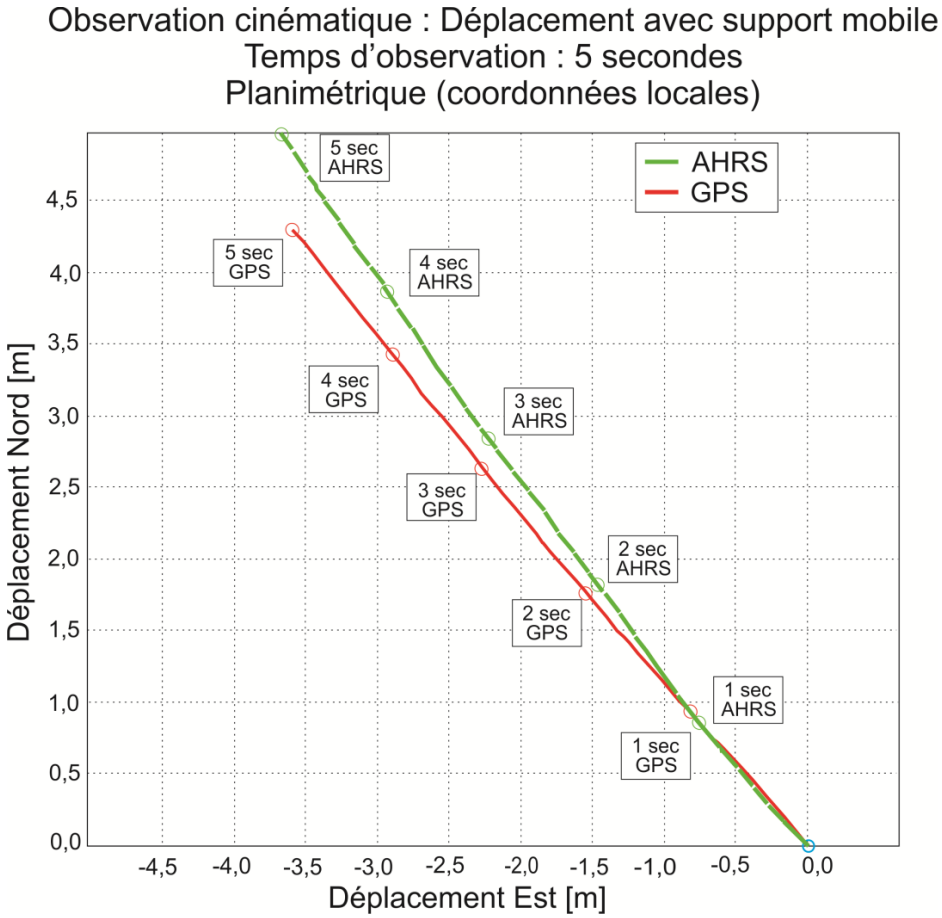


Figure 4.26 Solution de navigation intégrée GPS-AHRS (Extrait de 5 secondes)

Lorsque l'instrument est en mode cinématique dans un environnement non contrôlé, l'impact des facteurs externes est très important. En effet, après 30 secondes d'autonomie, il y a une erreur de 2,6 m entre la vérité terrain et la solution de navigation calculée, ce qui est 10 fois plus élevé que les expériences dans un environnement contrôlé.

Cette erreur peut être attribuable à de nombreux facteurs :

- L'instrument subit des vibrations lorsqu'il est en déplacement :

  Les vibrations occasionnent de fausses accélérations qui sont ensuite introduites dans la solution de navigation, créant ainsi une erreur supplémentaire. Rappelons que l'appareil était placé au sommet d'un jalon. Lorsque l'instrument était déplacé sur la table d'étalonnage, il était glissé sur la surface au niveau, alors il ne subissait quasiment aucune vibration. C'est selon l'axe Z (parallèle à la verticale du lieu) que l'impact est le plus grand. En effet, à l'intérieur les observations selon cet axe variaient entre 9,82 m/sec^2 et 9,86 m/sec^2, tandis qu'elles varient entre 9,2 m/sec^2 et 10,6 m/sec^2 dans un milieu non contrôlé.

- Les effets des conditions atmosphériques :

  Dans un environnement non contrôlé, l'instrument n'est pas à l'abri des conditions climatiques telles que le vent, les températures extrêmes, la pluie, etc. Lors de la réalisation de l'expérience, un vent de 19 km/h occasionnait des accélérations introduisant des erreurs supplémentaires à la solution de navigation.

4.4 Résumé des expérimentations en mode cinématique

En résumé, dans un environnement contrôlé, la qualité du positionnement est semblable au mode statique lorsque le niveau dynamique du trajet est bas, c'est-à-dire l'instrument suit un trajet simple (linéaire) et sans rotation. Cependant, lorsqu'il y a des rotations importantes, la qualité de la solution de navigation se dégrade très rapidement soit plus de 0,15 m après 6 secondes d'observation. De plus, dans un environnement contrôlé, il est possible d'utiliser les observations inertielles pour calculer une solution de navigation dont la qualité est suffisante pour la détection et la correction de sauts de cycle pour une durée de 10 secondes (Figure 4.15). Par contre, dans un environnement non contrôlé, la durée est beaucoup plus courte, soit de 1 à 2 secondes (section 4.3.2). Dans ces conditions, l'instrument n'est pas à l'abri de facteurs externes (telles que les vibrations et les conditions atmosphériques) qui introduisent des erreurs dans la solution de navigation.

Conclusion

5.1 Synthèse du mémoire et des résultats

Le but de ce projet de mémoire est d'évaluer l'apport de l'utilisation d'un gyro-accéléromètre pour la détection et la correction de sauts de cycle dans un positionnement GPS. Pour ce faire, de nombreuses étapes ont dû être réalisées :

1. Évaluer la précision des capteurs du gyro-accéléromètre;
2. Quantifier les différents biais, l'instabilité du biais ainsi que la marche aléatoire des capteurs du gyro-accéléromètre;
3. Programmer un logiciel qui calcule une solution de navigation à partir des observations du gyro-accéléromètre;
4. Faire la collecte des jeux de données statiques et cinématiques dans un environnement contrôlé;
5. Construire un montage ayant la capacité de fixer le gyro-accéléromètre, le récepteur et l'antenne GPS, l'ordinateur portable et les piles électriques;
6. Faire la collecte des jeux de données statiques et cinématiques dans un environnement non contrôlé;
7. Programmer un logiciel qui permet de combiner les observations GPS et les observations inertielles pour obtenir une solution de navigation.

Avec un support fixé à un théodolite, il a été possible d'évaluer la précision des gyroscopes du AHRS. Les résultats confirment la précision indiquée dans les spécifications techniques de l'instrument. Par la suite, en utilisant des jeux de données en mode statique et la méthode de la variance d'Allan, il a été possible de quantifier, pour chacun des capteurs inertiels, l'instabilité du biais ainsi que les erreurs de la marche aléatoire angulaire (*angular random walk*) et de la marche aléatoire de la vitesse (*velocity random walk*).

Une fois que les paramètres identifiés dans les spécifications techniques étaient validés, un logiciel a été programmé avec MATLAB permettant le calcul d'une solution de navigation à partir des observations du gyro-accéléromètre. D'abord, ce logiciel a été utilisé pour évaluer la précision de la solution de navigation pour des jeux de données en mode statique et en mode cinématique.

Un premier point important à noter est que les observations des capteurs inertiels sont entachées d'erreurs qui doivent être corrigées sans quoi la solution de navigation diverge très rapidement. Pour estimer ces erreurs, une valeur moyenne a été soustraite de chacune des observations inertielles. Comme il a été vu dans la section 3.4, il est plus important de soustraire cette valeur des observations des accéléromètres qu'à celles

des gyroscopes. Cette méthode pour estimer ces erreurs permettait en post traitement d'avoir une solution de navigation avec une précision métrique après 60 secondes d'observation dans un environnement contrôlé.

Un deuxième point important à noter est qu'il est nécessaire de connaître la valeur initiale de la pesanteur, de l'orientation, de la vitesse et de la position de l'instrument. L'impact de la précision de ces paramètres d'initialisation sur la solution de navigation a été évalué. En premier lieu, il est nécessaire de connaître la valeur de la pesanteur avec précision. En effet, une variation de l'ordre de $1 \times 10^{-5}\ m/sec^2$ occasionne une variation de 20 cm sur la solution de navigation après une minute d'observation, et une variation de l'ordre de $1 \times 10^{-3}\ m/sec^2$ occasionne une erreur de quelques centimètres après 10 secondes d'observation. En second lieu, l'orientation initiale doit être connue avec une précision d'un degré pour assurer que la solution de navigation évolue dans la bonne direction. En effet, après 20 secondes d'observation l'écart avec la solution de navigation de référence demeure en dessous du centimètre. En troisième lieu, il est très important de connaître la vitesse initiale pour avoir la meilleure solution de navigation. Une précision meilleure que 0,02 m/sec doit être atteinte pour assurer une solution de navigation précise. Une méthode d'assurer ce niveau de précision est de demeurer immobile lors de l'initialisation de l'instrument, de cette façon la vitesse est nulle. En quatrième lieu, une erreur de position ne fait qu'effectuer une translation à la solution de navigation.

Un troisième point important à noter est qu'en mode statique, la précision de la solution de navigation est adéquate pour détecter et corriger un saut de cycle pour une période d'observation autonome d'environ 10 secondes, et ce peu importe les conditions d'observation (environnement contrôlé ou non).

Un quatrième point important est qu'en mode cinématique la qualité de la solution de navigation est plus variable. En effet, selon le niveau dynamique du trajet la qualité de la solution dégrade plus rapidement. Par exemple, lors des déplacements linéaires simples entre deux coins de la table, la solution de navigation suit plus fidèlement le déplacement de l'instrument que lorsque l'instrument subit de rotations importantes. La précision de la solution de navigation en mode cinématique est suffisante pour détecter et corriger un saut de cycle pour une période d'observation autonome de 2 secondes dans un milieu non contrôlé (section 4.3.2) et jusqu'à 5 secondes dans un milieu contrôlé lorsque le niveau dynamique est faible, par exemple, les déplacements linéaires en aller-retour sur la table d'étalonnage (section 4.1.1).

Pour l'utilisation courante d'une application GPS-AHRS, l'utilisateur doit pouvoir effectuer des déplacements avec un niveau dynamique plus important que des déplacements linéaires simples. Pour assurer une solution de navigation dans ce genre de conditions et pour assurer une précision suffisante pour détecter et corriger les sauts de cycle après une coupure du signal GPS de plus de quelques secondes, il est nécessaire d'apporter une modification importante au logiciel qui a été programmé : l'implémentation d'un filtre de

Kalman. Plusieurs auteurs [(Grewal *et al.*, 2007; Groves, 2008; Columbo *et al.*, 1999; Takasu, Yasuda, 2008] s'entendent que l'utilisation d'un filtre de Kalman est idéal pour la fusion des observations inertielles et GPS. En effet, selon l'architecture implémentée, un filtre de Kalman permet, entres autres, d'estimer époque par époque les biais des capteurs inertiels en temps réel. Cette proposition est détaillée davantage dans la section Recommandations et travaux futurs.

Ce projet de maîtrise a également permis d'identifier un autre élément qu'amène l'intégration d'un gyro-accéléromètre à des observations GPS : la connaissance des angles d'attitude d'un mobile avec une précision d'un degré durant une période d'observation GPS de plusieurs minutes. La connaissance de ces angles permet d'avoir de l'information complémentaire à celle qui est possible d'obtenir avec des observations GPS seules (position, vitesse et azimut du gyro-accéléromètre).

5.2 Recommandations et travaux futurs

Les résultats de ce projet de maîtrise ont permis d'évaluer qu'il est envisageable d'utiliser un gyro-accéléromètre pour détecter et corriger les sauts de cycle après une coupure du signal GPS. Cependant, avec la méthode employée, la durée de cette coupure de signal doit être très courte, quelques secondes en mode cinématique. De futurs projets de maîtrise pourront utiliser les résultats obtenus ici pour réaliser une solution plus performante.

Dans un premier temps, il serait nécessaire de revoir la méthode de synchronisation des horloges des instruments utilisés (celle du GPS et celle du AHRS400CC-100). Dans le cadre de ce projet, le gratuiciel GPSclock de TimeTools a été utilisé. Cependant, il n'assure une synchronisation qu'à la seconde près, or le taux d'échantillonnage de 50 Hz du gyro-accéléromètre est nettement supérieur à cela. L'achat d'un récepteur ayant une capacité PPS (*Pulse per second*) assurera une meilleure synchronisation, donc la fusion des observations serait plus exacte. De tels instruments sont distribués par la compagnie TimeTools, par exemple le GPS T1000 ou le GPS T2000.

Dans un second temps, il serait nécessaire de revoir la méthode de fusion des observations GPS et celle du gyro-accéléromètre. Plusieurs auteurs ont eu un certain succès dans la fusion des observations GPS et AHRS avec l'utilisation d'un filtre de Kalman. Ce filtre est une procédure efficace et versatile pour combiner les paramètres de sortie de capteurs bruités afin d'estimer l'état du système dont la dynamique est incertaine [Grewal *et al.*, 2007]. La combinaison des paramètres des capteurs est faite tel que le filtre de Kalman est utilisé pour pondérer davantage les capteurs selon les circonstances où ils sont conçus pour performer le mieux. Ainsi, la valeur des paramètres estimés sera plus stable et plus précise que si un seul capteur avait été utilisé [Bishop, 2006].

En plus d'estimer la position, la vitesse et les angles d'attitude, l'utilisation d'un filtre de Kalman permettra d'estimer la valeur du biais des capteurs du gyro-accéléromètre en temps réel. Donc les capteurs du gyro-accéléromètre seront calibrés avec des calibrages de l'époque courante. Une meilleure connaissance des biais occasionne une meilleure solution de navigation.

Il est important de noter que plusieurs routines et portions de code (le modèle de pesanteur, transformation de référentiel, les équations de navigations des observations inertielles) pourront être directement utilisées pour construire le filtre de Kalman. De plus, l'instabilité du biais et les marches aléatoires angulaire et de vitesse qui ont été quantifiées avec la méthode de la variance d'Allan sont essentielles pour peupler la matrice Q du filtre de Kalman.

Il existe de nombreuses architectures de système pour fusionner les données GPS aux mesures inertielles avec un filtre de Kalman. Elles se classent généralement dans deux catégories : faiblement couplée et fortement couplée.

Pour une architecture dite faiblement couplée, il ne s'agit pas d'une fusion des observations brutes des instruments, mais plutôt d'employer une transformation de ces observations, dans le cas présent, ce sont la position et la vitesse. Ces quantités sont obtenues à partir des équations de navigation inertielle, et le positionnement GPS. Un inconvénient de ce type d'architecture est qu'il est très sensible au *tuning*, un processus dans lequel le concepteur modifie le poids des mesures et du bruit pour obtenir une meilleure solution [Shmitds, Philips, 2011].

L'intégration faiblement couplée est plus simple à implémenter, cependant il sera nécessaire de passer beaucoup de temps pour peupler adéquatement la matrice de poids. L'intégration fortement couplée utilise les observations brutes du GPS et du gyro-accéléromètre pour calculer la solution de navigation. Elle est plus complexe à implémenter, mais elle est moins sensible au *tuning* [Groves, 2008].

Dans le cadre d'un projet futur, il pourrait être intéressant de comparer la solution de navigation obtenue avec ces deux méthodes afin de déterminer l'architecture (soit fusion des observations faiblement couplée ou fortement couplée) la plus performante pour la détection et la correction de sauts de cycle.

De plus, pour les projets futurs, il serait intéressant de modifier le support mobile. D'une part, il serait intéressant d'y ajouter un système de suspension qui permettrait de réduire les vibrations lors des déplacements. D'autre part, pour réduire l'impact du vent et des vibrations, il faudrait déplacer le gyro-accéléromètre. Comme il a été mentionné dans le chapitre 4, le gyro-accéléromètre se trouve au sommet d'un jalon de 2 m. Deux options se présentent :

1) placer le gyro-accéléromètre plus bas sur le jalon, ou
2) placer le gyro-accéléromètre sur une plateforme fixée au chariot.

Bibliographie

Abuhardrou, Iyad. (2005). «Système embarqué temps réel de localisation et de modélisation 3D par fusion multi-capteur». Thèse de doctorat, Paris: École des Mines de Paris, 226 p.

Balard, Nicolas. (2003). «Positionnement relatif temporel en quasi-temps réel avec corrections par fermeture de cheminement». Mémoire de maîtrise, Québec: Université Laval, 160 p.

Baleri, G. (2006). «Datum Transformations of NAV420 Reference Frames». In *Publication Moog-CrossBow*. États-Unis, p.1-6.

Cannon, M.E, G. Lachapelle et H. Sun (1999) « Development and Testing of an Integrated INS/GPS Cross-Linked System for Sub-Meter Positioning of A CF-188Jet Fighter ». Cambridge, Institute of Navigation réunion annuelle, Juin 28-30,1999.

Welch, Gary et Greg Bishop (2001). « An Introduction to the Kalman Filter ». Caroline du Nord : Université de la Caroline du Nord, 81 p.

Bisnath, Sunil et Richard Langley (2000). « Automated Cycle-slip Correction of Dual-frequency Kinematic GPS Data ». In *Proceedings of the 47th Annual Conference of the Canadian Aeronautics and Space Institute*. Ottawa, p.121-125.

Colombo, Oscar, Udayan Bhapkar et Alan Evans (1999). «Inertial-Aided Cycle-Slip Detection/Correction for Precise, Long-Baseline Kinematic GPS». In *Proceedings of the 12th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 1999)*. Nashville, p.1915-1922.

CrossBow (2007). «Spécifications techniques du AHRS400CC». In *Publication Moog-CrossBow*. États-Unis, 3 p.

CrossBow (2012). «*Theory of Operation of Angular Rate Sensors*». In *Publication Moog-CrossBow*. États-Unis, 4 p.

DeAgostino *et al.(*2010*)*. «*Performance Comparison of Different MEMS-Based IMUs*». In *IEEE/ION Plans.* Californie: Indian Wells, p.187-201.

Dedrick, E. et D. Lau (2011). «A Kalman Filtering Approach to High Dynamic Range Imaging for Measurement Applications». *IEEE transactions on Image Processing, Vol. 21, No 2.* S.l., p. 527-536.

El-Sheimy, N.,Haiying Hou et Xiaoji Niu (2008). «Analysis and Modeling of Inertial Sensors Using Allan Variance». *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, Vol. 57, No 1, p. 140-149

Farrell, Jay et B. Matthew (1999), *The Global Positioning System & Inertial Navigation*, McGraw-Hill, New-York, 340 p.

Flood, Christopher (2001). «*Design and Evaluation of a Digital Flight Control System for the Frog Unmanned Aerial Vehicle*». Thèse de doctorat, California: Naval Postgraduate School, 115 p.

Gautier, Jennifer (2003). «GPS/INS Generalized Evaluation Tool (GIGET) for the Design and Testing of Integrated Navigation Systems», Dissertation, Californie: Université de Stanford, 143 p.

Grewal *et al.* (2007), *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration*. deuxième édition. Wiley. New-York, 392 p.

Groves, P. D. (2008). *Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems*. Artech House Publishers. Boston, 505 p.

Han, Songlai et Jinling Wang (2011). «A Novel Method to Integrate IMU and Magnetometers in Attitude and Heading Reference Systems». In *The Journal of Navigation of the Royal Institute of Navigation*, No. 64, p. 727-738.

Hou, Haiying (2004). «Modeling Inertial Sensors Errors Using Allan Variance. Analysis». Mémoire de maîtrise, Calgary: Université de Calgary, 128 p.

King, A. D. (1998). «Inertial Navigation – Forty Years of Evolution». In *GEC Review*, Vol. *13*, No. 3, p.140-149.

Kirouac, Valérie (2010). «Développement du positionnement relatif temporel GPS en temps réel». Mémoire de maîtrise, Québec: Université Laval, 113 p.

Langley, Richard (2014). «Innovation: Cycle Slips». In *GPS World. janvier 2014*

Lawrence, Anthony (1998). *Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance, and Control*. deuxième édition. Springer, 278 p.

Martin, O. (2005). «Mesure de la déviation de la verticale par des observations astronomiques». In *Bulletin d'informations scientifiques et techniques de l'IGN*, No 75, p. 59-70.

Matej, Andrejasic (2008). *MEMS accelerometers.* Département de Physique. Ljubljana: Université de Ljubljana, 17 p.

Michaud, Stéphanie et Rock Santerre (dir.) (2001). «Time Relative Positioning with Single Civil GPS Receiver». In *GPS Solutions*, Vol.5, No 2, p. 71-77

Radix, Jean-Claude (1991). *Répertoire géodésique en vue de la navigation.* Cepadues, France, 756 p.

Rios, Jose (2004). «Robust Sensor Fusion for MEMS GPS / IMU in Diverse Flight Environments». In *Proceedings of the 17th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation*, Californie: Long Beach, p. 833-844.

Savage, Paul (2005). *What Do Accelerometers Measure?.* Strapdown Associates, Inc*.,* 5 p.

Schmidt, George et Richard Phillips (2003). «INS/GPS Integration Architecture Performance Comparisons». In *NATO RTO Lecture Series 232, Advances in navigation sensors and integration technology*, Oct. 2003, p. 5.1–5.17.

Sotak, Milos (2009). «Determining stochastic parameters using an unified method». In *Acta Electrothecnica et Informatica*, Vol. *9*, No. 2, p. 59-63.

Stockwell, Walter (2004). «Bias Stability Measurement: Allan Variance». In *Publication Moog-CrossBow*, p. 1-5.

Stockwell, Walter (2003). «Angle Random Walk». In *Publication Moog-CrossBow*, p 1-4.

Takasu, Tomoji et Akio Yasuda (2008). «Cycle Slip Detection and Fixing by IMU/GPS Integration for Mobile Environment RTK-GPS». In *ION GNSS 21st. International Technical Meeting of the Satellite Division*. Georgie: Savannah, p. 64-71.

Woodman, Oliver (2007). «Introduction to Inertial Navigation». Rapport technique. Cambridge: Université de Cambridge, 37 p.

Sites Internet (page consultée en août 2013)

Analog Devices: www.analog.com/en/in,dex.html

Crossbow technology: www.xbow.com

CST, Systron Donner: www.systron.com

HoneyWell International: http://www51.honeywell.com/honeywell/

MDL NTHU PME : http://mdl.pme.nthu.edu

MicroStrain inc. : http://www.microstrain.com/

MRN : http://www.mrn.gouv.qc.ca/

NOSCO : http://www.nosco.ch/

NRCAN: http://www.nrcan.gc.ca/home

SNAP Lab : http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/gps/gps_survey/principles_gps.htm

Schombert, James : http://abyss.uoregon.edu/~js/glossary/coriolis_effect.html

Simply Learnt : http://www.simplylearnt.com

TimeTools: http://www.timetools.co.uk/

VectorNav: http://www.vectornav.com/

Xsens: www.xsens.com

ZUPT: http://zupt.com/inertial-positioning-technology/

ANNEXE A : La force de Coriolis

Au début du XIXe siècle, Gaspard de Coriolis expliqua la force fictive, ou inertielle, qu'est l'effet Coriolis [Grewal *et al.,* 2007]. C'est une accélération qui agit sur un corps en mouvement dans un milieu qui est lui-même en rotation. La force est perpendiculaire à l'axe de rotation et à la direction du mouvement du corps. Cette force n'est pas ressentie dans le système de référence du corps, mais plutôt dans celui dans lequel il subit la rotation. L'accélération de Coriolis est décrite par

$$\vec{\alpha}_{Coriolis} = -2\omega\vec{v} \qquad \text{(A.1)}$$

Où

ω est la vitesse angulaire du lieu

$\vec{v}$ est la vitesse de déplacement du corps [Lawrence, 1998].

Pour un objet qui se déplace dans l'hémisphère Nord de la Terre, l'effet de Coriolis est une déflexion vers la droite de sa trajectoire comme il est présenté dans la Figure A.1. [Encyclopaedia Britannica]

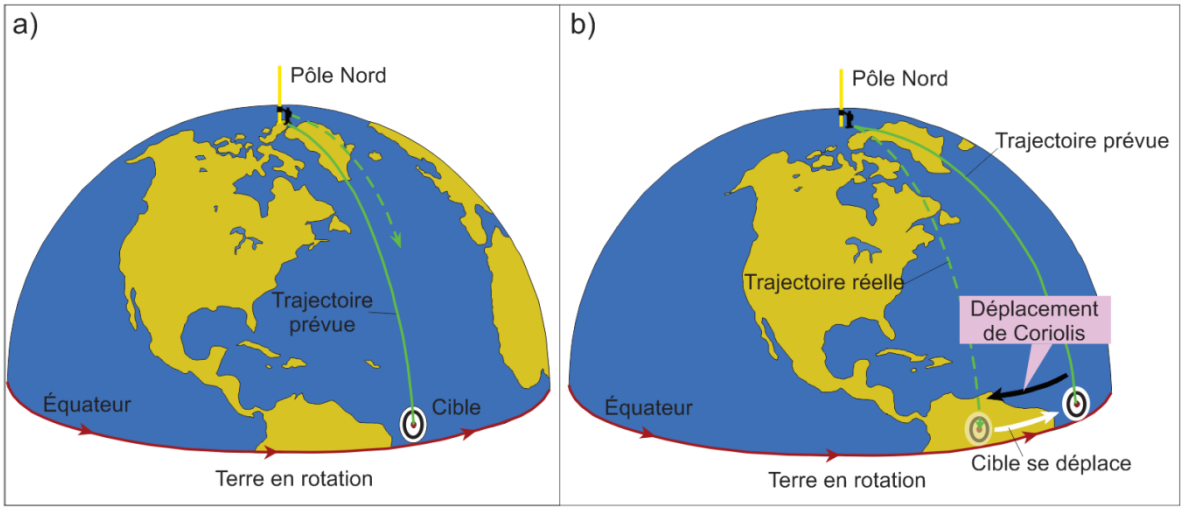


Figure A.1 Force de Coriolis [abyss.uoregon.edu]

ANNEXE B : La force spécifique et la pesanteur

La force spécifique est décrite par :

$$f = a + \gamma \qquad \text{(B.1)}$$

La force spécifique mesurée lorsque l'accéléromètre est immobile sur la Terre est la réaction à la force de la pesanteur g. La pesanteur est une accélération qui est la résultante de deux forces : la force gravitationnelle et la force centrifuge. L'accélération gravitationnelle est due à l'attraction de la masse de la Terre; et la force centrifuge est due à la rotation de la Terre. Cette dernière peut être calculée assez facilement à tout point sur la Terre, il ne faut connaître que la vitesse de rotation de la Terre et la latitude à laquelle on se retrouve. La valeur de la force gravitationnelle peut être calculée à l'aide d'un modèle mathématique. Le modèle utilisé suppose que le vecteur soit perpendiculaire à l'ellipsoïde, une approximation adéquate pour la majorité des applications [Groves, 2008].

Selon [Groves, 2008], la valeur de la pesanteur à l'ellipsoïde est obtenue avec le modèle de Somigliana 1929 qui est une fonction de la latitude (L) :

$$\overrightarrow{g_0}(L) \approx \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 9{,}7803253359\ \frac{(1+0{,}00193185\ \sin^2 L)}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 L}} \end{pmatrix} [m/s^2] \qquad \text{(B.2)}$$

Pour obtenir l'accélération gravitationnelle à l'ellipsoïde, il faut soustraire l'accélération centrifuge :

$$\overrightarrow{\gamma_0}(L) = \overrightarrow{g_0}(L) - \Omega\,\Omega\, r_{eS}^{e}(L) \qquad \text{(B.3)}$$

où la vitesse de rotation de la Terre (Ω) est constante et le rayon géocentrique à la surface obtenu par :

$$r_{eS}^{e}(L) = R_E(L)\sqrt{\cos^2 L + (1-\mathrm{e}^2)^2 \sin^2 L} \qquad \text{(B.4)}$$

$$R_E(L) = \frac{R_0}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 L}} \qquad \text{(B.5)}$$

où R_0 est le demi-grand axe de l'ellipsoïde.
Puis, l'accélération gravitationnelle au point est obtenue par :

$$\vec{\gamma} \approx \frac{\left(r_{eS}^{e}(L)\right)^2}{\left(r_{eS}^{e}(L)+h_b\right)^2} \overrightarrow{\gamma_0}(L) \qquad \text{(B.6)}$$

Avec cette valeur, il est possible de calculer la pesanteur à la latitude et la hauteur du point désiré avec [Groves, 2008] :

$$\vec{g}(L) = \vec{\gamma} + \Omega\,\Omega\, r_{eS}^{e}(L) \qquad \text{(B.7)}$$

ANNEXE C : Dessin technique du support GPS-AHRS

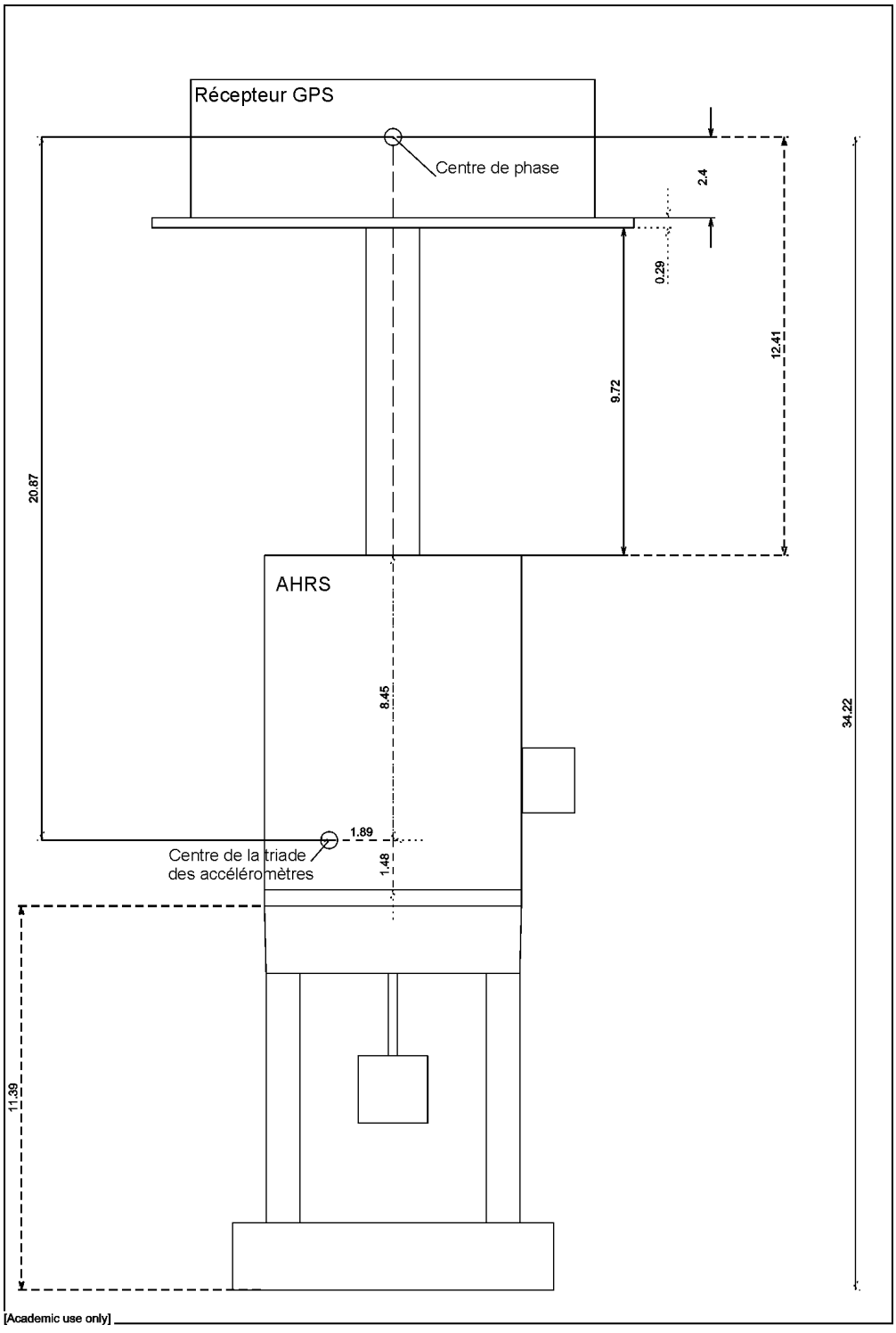


Figure C.1 Support AHRS-GPS vue de face

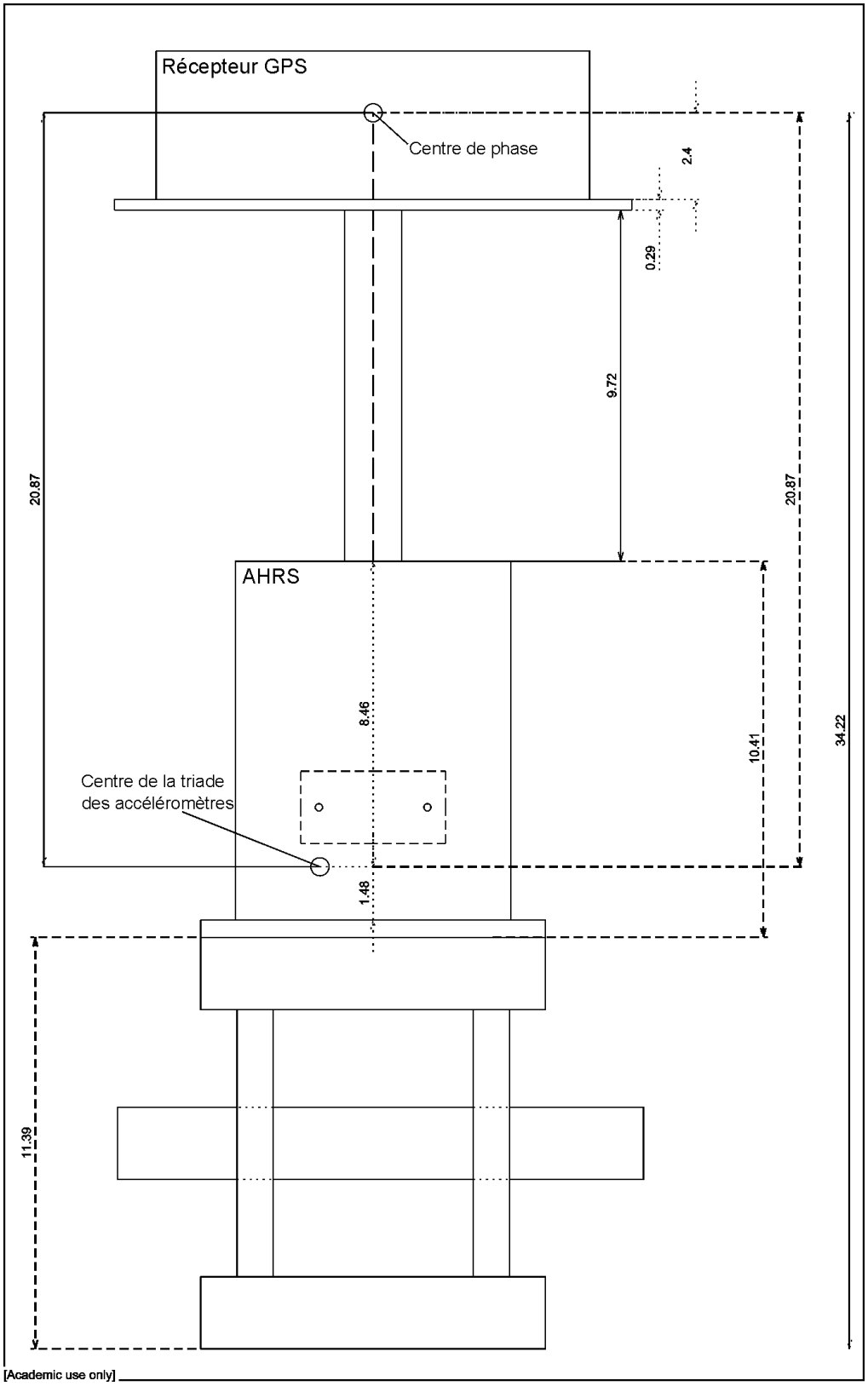


Figure C.2 Support AHRS-GPS vue de coté